飞行事故调查与分析

典型飞行事故调查与分析方法

DIANXING FEIXING SHIGU DIAOCHA YU FENXI FANGFA



武维新 张楠 编著



国防工业出版社
National Defense Industry Press


责任编辑：王坡麟　plwang@ndip.cn
责任校对：钱辉玲
封面设计：王晓军　xjwang@ndip.cn

飞行事故调查与分析

飞行事故调查与分析导论

典型飞行事故调查与分析方法

飞行事故调查与分析设备

上架建议：飞行安全

http://www.ndip.cn

ISBN 978-7-118-05846-8



定价：35.00 元

《飞行事故调查与分析》

典型飞行事故调查与分析方法

武维新　张楠　编著

国防工业出版社

·北京·

图书在版编目(CIP)数据

典型飞行事故调查与分析方法/武维新,张楠编著.
北京:国防工业出版社, 2008.9
(飞行事故调查与分析)
ISBN 978-7-118-05846-8

Ⅰ.典... Ⅱ.①武...②张... Ⅲ.①飞行事故—调查②飞行事故—事故分析 Ⅳ.V328.2

中国版本图书馆 CIP 数据核字(2008)第 101953 号

国防工業出版社出版发行
(北京市海淀区紫竹院南路 23 号 邮政编码 100044)
国防工业出版社印刷厂印刷
新华书店经售
*
开本 850×1168 1/32 印张 11½ 字数 300 千字
2008 年 9 月第 1 版第 1 次印刷 印数 1—4000 册 定价 35.00 元

(本书如有印装错误,我社负责调换)

国防书店:(010)68428422 发行邮购:(010)68414474
发行传真:(010)68411535 发行业务:(010)68472764

前 言

100 多年前飞机的诞生彻底地改变了人类的生活，我们的世界因此变成了一个“地球村”。民用航空经过 100 年的发展，已经成为最安全的交通工具。据统计，世界民航每亿客千米死亡 0.05 人，形象地比喻，相当于一个人每天乘飞机飞行 10000 千米，550 年才会遇到一次导致死亡的飞行事故。中国航空安全工作在党和政府的高度关注指导下，也保持了较好的安全形势。

尽管飞行事故概率是如此之低，但是，一旦发生飞行事故，将造成人身伤亡和重大财产损失，影响到人民群众切身利益，也影响到社会稳定与和谐发展。随着航空事业的迅猛发展，航空安全工作迎来了新的发展机遇和挑战。如何对飞行事故进行调查和分析、找到确实的事故原因、给出客观公正合理的结论、采取有效的解决措施以避免今后重复发生同类飞行事故，这是一个极其重大的研究课题。

飞行事故调查与分析是一项技术性很强的复杂工作，涉及到人、设备和环境，不但要求从业人员具备深厚的专业理论知识、丰富的实践经验，而且要求具有高度的责任感、独立的个人品格。我们根据长期从事飞行事故调查与分析的工作经验，编写了《飞行事故调查与分析》丛书，包括《飞行事故调查与分析导论》、《典型飞行事故调查与分析方法》、《飞行事故调查与分

析设备》三部著作。

本书为第二册《典型飞行事故调查与分析方法》,突出了机械原因飞行事故的机理分析,阐述了飞机空中解体事故、飞机失火事故、飞机操纵系统事故、飞机动力装置事故、飞机爆炸事故、飞机雷击事故、飞机断电事故、飞机相撞事故、鸟撞事故等典型飞行事故的调查与失效分析方法。实际上,一个完整的飞行事故调查与分析过程是多专业人员、多种分析手段同时参与分析,逐一排除、去伪存真、得出可能、找出原因。

本书编写过程中,得到了北京航空工程技术研究中心部分同志的帮助,在此表示衷心感谢。

作者期望本套丛书的出版,有助于掌握飞行事故调查与分析规律,规范飞行事故调查与分析工作,普及飞行事故调查与分析知识。由于作者水平所限,缺点和不足在所难免,敬请读者批评指正。

作 者

2008 年 6 月

内 容 简 介

随着航空事业的迅猛发展,航空安全工作迎来了新的发展机遇和挑战。如何对飞行事故进行调查和分析、找到确实的事故原因、给出客观公正合理的结论、采取有效的解决措施以避免今后重复发生同类飞行事故,是一个极其重大的研究课题。根据长期从事飞行事故调查与分析的工作经验,编写了《飞行事故调查与分析》丛书,包括《飞行事故调查与分析导论》、《典型飞行事故调查与分析方法》、《飞行事故调查与分析设备》三部著作。本书是丛书的第 2 册,共分 11 章和 2 个附录:第 1 章,飞行客观记录的分析;第 2 章,飞机活动的调查与分析;第 3 章,飞机空中解体事故的调查与分析;第 4 章,飞机失火事故的调查与分析;第 5 章,飞机操纵系统事故的调查与分析;第 6 章,飞机动力装置事故的调查与分析;第 7 章,飞机爆炸事故的调查与分析;第 8 章,飞机雷击事故的调查与分析;第 9 章,飞机断电事故的调查与分析;第 10 章,双机相撞事故的调查与分析;第 11 章,鸟撞事故的调查与分析;附录 A,计算飞机飞行性能的常用公式;附录 B,飞机残骸运动轨迹计算。

本书可作为飞行事故调查与分析专业人员的教材,也可作为航空安全管理人员、装备管理人员、飞行人员、装备维修人员、勤务保障人员等的安全培训教材,还可作为高等院校航空安全专业的教学参考书。



目录

第 1 章　飞行客观记录的分析

1.1　飞行客观记录的概述

飞行安全是飞机设计、制造、使用和维护、修理人员共同关心的一个重要问题。为保障飞行安全,飞机及其系统、设备的设计不断完善,最重要的系统、附件有了余度,飞机工作可靠性和安全性得到改进,飞行人员的职业训练水平也在提高。

机载飞行数据记录器、舱音记录器、空地通话录音和雷达信息记录等是飞行客观记录的主要内容。上述客观记录的信息,为分析由飞行人员、飞机和飞行环境组成的这一飞行系统的运行状况,提供了大量的真实的非人为的信息。在飞行事故调查中,为了提高调查质量,缩短调查时间,提高确定事故原因和分析导致事故情况的可信度,利用飞行客观记录信息有着特别重要的意义。

1.1.1　飞行参数记录系统

飞行参数记录系统又称飞行数据系统(以下简称飞参系统),是一种用于监测飞机及其系统工作状态以及飞行员操纵飞机情况的自动测试系统,其记录部件称为飞行数据记录器或飞参记录器(FDR)。国军标 GJB2692 中对“飞行数据记录器”的定义是:“记录飞行状态、操纵状态和飞机/直升机、发动机有关信息的机载自动记录装置”。有时用飞行数据记录器或飞参记录器表示飞参系统。

飞参系统主要由机载采集记录系统、地面处理设备、地面保障设备等组成。飞行数据记录器按用途可以分为事故型记录器(俗称"黑匣子")和维护型记录器。事故型记录器的结构一般分为外壳、保护壳体、记录装置三部分。外壳由一般的金属材料制成,颜色通常为橘红色,上面有反光条和"FLIGHT DATA RECORDER"等字样,主要用于保护外围电路和便于搜寻、识别;保护壳体由具有抗冲击、耐挤压、隔高温等特性的多层材料构成;记录装置一般为半导体存储芯片或磁带机。为使记录介质上的信息在较为恶劣的环境下不丢失,事故型记录器具有一定的抗坠毁、耐火烧、耐海水和各种液体浸泡的能力,其坠毁幸存防护标准随着使用要求的提高逐步提高。飞参系统是一种即时(或称准实时)监测系统,它能够客观记录有关飞机及其系统的信息。

从20世纪40年代起,西方国家开始在部分商用飞机上加装简单的飞行数据记录器。1958年,美国联邦航空署规定质量大于5675kg(12500磅)的飞机必须安装带有保护装置的飞行数据记录器,到70年代末,国际上飞机已普遍装备了飞行数据记录器。

1.1.2 舱音记录器

为了飞行事故调查需要,飞机上除装备飞行数据记录器外,很多大型飞机和双座机还装备了舱音记录器(CVR)。舱音记录器通常带有保护壳体,主要记录驾驶舱内能听到的各种声音,包括人员的谈话、机内通话、机外无线电通话、输入空勤人员耳机内的航行设备和着陆进场控制设备的语言或音响信息以及驾驶舱环境声响,这些声音可以为飞行事故调查提供大量有价值信息。根据这些信息不仅能够判断机组的操纵、意识、决断、生理心理状况,还可以分析飞机及外部环境状况,是事故调查分析的重要科学手段。

1.1.3 空地通话录音

机场塔台和空中交通管制部门通过无线电通话来指挥飞机的飞行活动，飞行员驾驶飞机从请求滑出直至着陆停止在指定位置为止全过程中，飞机上飞行员与塔台指挥或航管人员的无线电通话、不同飞机飞行员之间的无线电通话都会被记录下来，这就是空地通话录音。这些语音资料是事故调查分析的第一手资料。在事故调查中，调查人员往往首先要听空地通话录音，判断发生事故的过程中飞机处于什么状态、进行了哪些操纵动作，有无飞机异常的报告，分析飞行员当时的心理状态等。

1.1.4 雷达记录

雷达是飞行活动的重要保障设备。雷达能及时、准确、近似连续地测定和通报空中飞机的位置，严密监视飞机按预定的方案飞行，及时发现偏离预定航路、航线，改变高度和超出预定飞行空域等情况，当获悉有迷航等遇险的飞机时，能及时判明情况。目前航管雷达（二次雷达）有自动记录功能，警戒雷达或着陆雷达等一次雷达有人工语音通报或标图记录。在飞行事故调查中，利用雷达信息记录，结合飞行计划，可以帮助确定飞机所处的位置高度和速度等关键信息。

1.2 飞行数据记录的分析

飞机上装备飞参系统最根本的目的就是为飞行事故调查和故障分析提供客观依据。机载飞行参数记录系统通常收集记录以下几组参数：

（1）履历信息，包括当前时间、航班号、飞机号码、飞行日期等；

(2) 飞机动态特征参数,包括高度、速度、航向、过载、俯仰角和倾斜角等;

(3) 飞机操纵机构特征参数,包括舵面和副翼的偏转角度,水平安定面的位置,驾驶杆(盘)的位移等;

(4) 动力装置状态特征参数,包括发动机转速、温度、滑油压力,油门操纵手柄位置,燃气、空气通道参数等;

(5) 飞机各系统状态特征参数,包括液压系统压力、机上电源系统电压等。

飞参数据可以比较直观地再现飞行事故的过程,反映飞机、发动机及各系统的状态,飞行人员的操纵动作,各操纵面的位置等。为飞行事故调查提供了其他方式无法得到的重要的信息。《国际民用航空公约》附件 13 中明确规定:“在事故或事故征候调查中,必须有效地利用飞行记录器”。

1.2.1 事故飞机飞行数据记录器信息的处理

在飞行事故或事故征候调查中,飞行数据记录器(以下主要指事故型记录器)数据处理通常按以下基本工作程序进行。

(1) 在飞机事故现场查找飞行数据记录器,并按要求进行处理。

(2) 由专人迅速把飞行数据记录器送有关飞参处理实验室。

(3) 由飞参实验室人员对飞行数据记录器进行检查,如能直接读取,则读取记录的信息并译码。

(4) 如飞行数据记录器损坏严重,则分解飞行数据记录器,直接从信息记录介质上读取记录的信息并译码。

(5) 分析飞行数据信息,确定数据可信度。

(6) 给出飞行数据记录器记录的该次飞行的全部数据。

1.2.1.1 记录器的查找、封存、运输

如飞机坠地后起火,最先到达现场的机务人员应首先将受到

火灾威胁的飞行数据记录器和/或舱音记录器卸下。拆卸时，不用拆卸接在记录器上的电缆，将电缆切断即可。记载记录器状况后，对记录器应严加保护。未受到威胁的记录器可原地保留，待事故调查组人员检查后回收。

当飞行数据记录器尚未找到时，残骸搜索组应将其作为最重要的搜索目标。当失事飞机装有备份飞行数据记录器时，应将它们全部找到。

如果飞行数据记录器保护壳体已损坏，必须小心保护好其中的记录介质，不能使它们再受损伤。在事故现场不得打开飞行数据记录器的保护壳体。对磁带盒可卸的记录器也不得在现场卸下磁带盒。如果磁带介质记录器是从海中捞出的，仍将其浸在盛有海水的密封容器内运往飞参实验室；淡水中捞出的，则浸在清水中运送。对于固态存储器形式的记录器，要装入防静电的袋内运输。

运送飞行数据记录器时必须随身携带。飞行数据记录器不得通过电子保安检查。

根据事故调查组长的要求，将封存的飞行数据记录器及相关资料迅速送到指定的飞参译码部门，或提供给到现场的飞行事故调查组。飞行数据记录器及其残骸如图1－1所示。

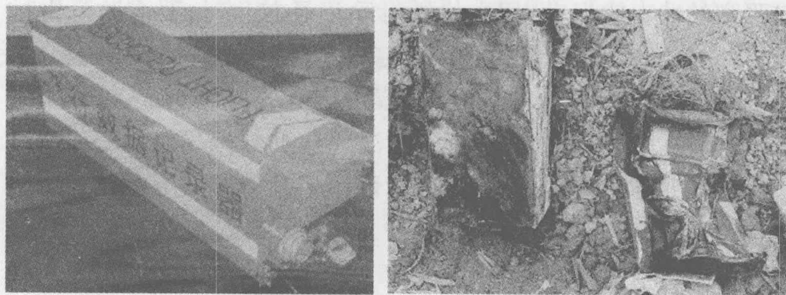


图1－1 飞行数据记录器及记录器残骸

1.2.1.2 检查飞行数据记录器残骸

在分解飞行数据记录器和译码前,应对送到飞参译码部门的飞行数据记录器进行检查,并做好记录。内容包括:

(1) 检查飞行数据记录器外观受损情况,并用文字、摄影方式,完整记录飞行数据记录器外观情况,对受损部位要重点描述。

(2) 登记飞行数据记录器型号、出厂编号。

(3) 清除飞行数据记录器外壳上的污染物。

1.2.1.3 分解飞行数据记录器

(1) 制定分解实施方案。根据飞行数据记录器的类型、结构特点、受损情况制定分解实施方案,方案中要充分考虑到飞行数据记录器内部可能出现的各种受损情况,充分保护记录载体不要受到二次损伤。

(2) 按分解实施方案进行分解。每进行一步分解工作,要清洗飞行数据记录器上出现的污染物,进行文字、影像记录。如果在分解过程中遇到意外情况,要及时对分解实施方案进行调整。

(3) 清洗分解出来的信息存储介质。

(4) 分解飞行数据记录器时,避免飞行数据记录器受到高温、较强烈的冲击或振动;用电烙铁拆除记录芯片时,要有防静电措施。此外,还应注意:最大限度地避免使记录介质上的信息因分解不当造成损坏、丢失。操作人员应熟悉记录器结构组成,工作中应谨慎、细致、耐心,对出现的特殊情况要认真分析、研究,切忌盲目行事。在允许的情况下,修复飞行数据记录器的外围电路。必要时,取出载有记录信息的核心部件。如,磁带记录器中的磁带,半导体固态记录器中的存储板等。

1.2.1.4 译码

译码是飞行数据记录器信息处理工作中的重要环节之一。

飞行事故调查中对受损飞行数据记录器的译码尤为重要，它直接关系到飞行参数信息分析工作的可能性、可信度和质量。飞行事故调查中的飞行数据记录器信息译码工作主要包括以下内容。

1. 受损记录载体的修复

在严重飞行事故中，绝大多数飞行数据记录器都会受到不同程度的损坏，因此修复受损记录载体是飞行事故调查中飞行参数信息处理环节的一项经常性工作。

目前，国际上对飞行数据记录器信息记录载体的修复技术仅限于磁带记录介质。记录磁带（塑基磁带或金属磁带）受损通常是指由于其受到冲撞、挤压、高温、污染等因素的作用而造成断裂、压折、变形、变性等损坏形式。修复受损记录介质即针对上述介质受损情况，采取一些特殊的技术手段尽可能地恢复介质的原性能状态，最大限度地读取受损介质上的有用信息。尽管不同材料、性能的磁带对修复操作的具体实施细节有不同的要求，但是修复方法可以归纳为：拼接、整平、清洗等，主要以物理修复方式为主。修复好的磁带安装在性能完好的记录器上，供译码使用。

修复磁带是译码工作的重要一步，稍有不慎就会使得原本能够取得的重要信息丢失。因此修复磁带时，首先要根据磁带受损情况制定详细的工作预案，并对将要使用的工具进行检查，不符合要求的工具绝对不能使用。工作人员要精心操作，切忌疏忽大意。

2. 机器译码

机器译码是指按正常译码操作程序用自动化的译码系统对能修复好的飞行数据记录器中的信息进行回放、读取，是飞行参数信息处理工作中所采用的主要技术手段。它的特点是译码效率高，但局限性是仅能用于性状良好的磁带。对受损严重的磁带无法使

用该方法。

机器译码过程中需要注意的问题是:对于那些磁带性状有所改变的磁带段(例如,经过修复的磁带段)、预计载有重要信息的磁带段(例如,飞机坠地时刻前的一段磁带),要反复译码。通过调整译码设备等方法改进译码质量,比较各次译码结果,选出最佳译码数据供分析使用。

3. 人工译码

人工译码是指采取人工方式对磁带上记录的原始数据信息进行判读、计算、处理。在飞行数据记录器磁带受到严重损坏时,经常会遇到某一段受损磁带或受损修复磁带不能按正常方式用机器译码的情况,这时就需要采用人工的方法对此段磁带上的信息进行译码处理。人工译码是飞行事故调查中飞行参数信息处理必不可少的重要技术手段。

人工译码有两种形式:一种是完全脱离机器译码系统,由译码人员直接读取磁带上的记录信息;另一种是借助机器译码系统把磁带上的信息强行读入计算机,然后由人工对读入的信息进行分析、修复、计算、处理。采用第一种方式进行人工译码,首先要通过物理方法把磁带上记录的信息显现出来,使工作人员能够用肉眼直接识别磁带上记录的信息标志,尔后根据信息排列格式确定每项信息代表的含义,最后对检出的有用信息按特定的算法进行计算,给出事故分析时所需要的数据形式。

人工译码是一项繁重而艰苦的工作,特别是在磁带受损范围大、程度严重的情况下,也就是说需人工译码的信息量大时,这一特点显得尤为突出。在工作方法上,要注意把握两个环节:一是译码数据检查环节,工作人员必须对译码数据进行自查、互查,避免人为因素造成的错误;二是疑难信息的判读,要把可疑信息与其前后信息联系起来看,对重要信息段的疑点要经过研究才能得出结论。

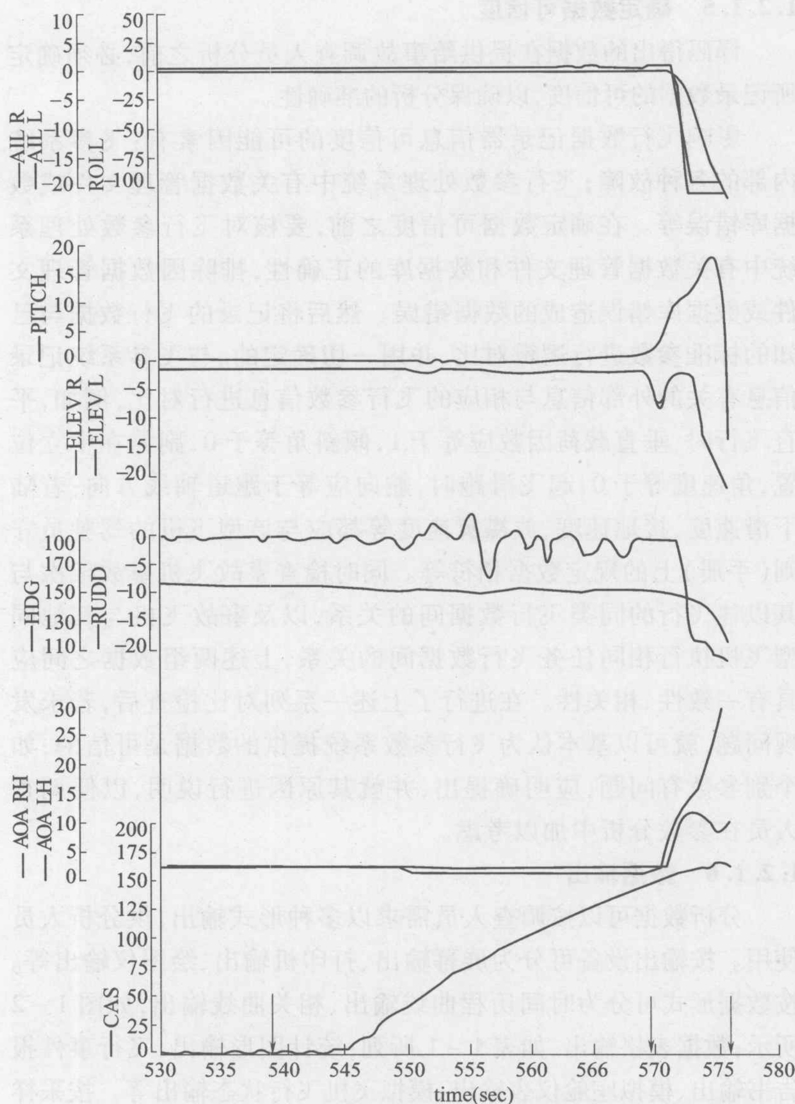
1.2.1.5　确定数据可信度

译码得出的数据在提供给事故调查人员分析之前,必须确定所记录数据的可信度,以确保分析的准确性。

影响飞行数据记录器信息可信度的可能因素有:飞参系统内部的各种故障;飞行参数处理系统中有关数据管理文件或数据库错误等。在确定数据可信度之前,要核对飞行参数处理系统中有关数据管理文件和数据库的正确性,排除因数据管理文件或数据库错误造成的数据错误。然后将记录的飞行数据与已知的标准参数进行逻辑对比,并用一切确定的、与飞参系统记录信息有关的外部信息与相应的飞行参数信息进行对比,例如,平直飞行时,垂直载荷因数应等于1,倾斜角等于0,副翼在中立位置,角速度等于0;起飞滑跑时,航向应等于跑道轴线方向;着陆下滑速度、接地速度、放襟翼速度等都应与该型飞机的驾驶员守则(手册)上的规定数据相符等。同时检查事故飞机事故架次与其以往飞行的同类飞行数据间的关系,以及事故飞机与其他同型飞机执行相同任务飞行数据间的关系,上述两组数据之间应具有一致性、相关性。在进行了上述一系列对比检查后,若未发现问题,就可以基本认为飞行参数系统提供的数据是可信的;如个别参数有问题,应明确提出,并就其原因进行说明,以便调查人员在参数分析中加以考虑。

1.2.1.6　数据输出

分析数据可以按调查人员需求以多种形式输出,供分析人员使用。按输出设备可分为屏幕输出、打印机输出、绘图仪输出等。按数据形式可分为时间历程曲线输出、相关曲线输出,如图1-2所示;数据表格输出,如表1-1所列;统计图形输出、飞行事件报告书输出、模拟座舱仪表输出、模拟飞机飞行状态输出等。按采样点可分为部分采样信号输出、全部采样信号输出。按时间可分为分段输出、全部输出。



Control inputs related to aircraft attitude, AOA and airspeed from just before take-off

图 1－2　某起飞行事故飞参记录数据的参数曲线图

表1-1 某起飞行事故的部分参数值

时间	高度	速度	航向	坡度	攻角	左发 n_1	左发 T_4	右发 n_1	右发 T_4	KG1-8	KG9-16
0	58	160	14.4	-1	-0.7	99.71	709.9	99.59	695.9	k00000001	k11000000
2	56	184	14	-0.7	-0.37	99.71	712	99.59	697	k00000001	k11000000
4	46	220	14	-0.7	0.06	99.71	716	99.59	700	k00000101	k11000000
6	38	252	15	-1	0.94	99.71	720	99.71	703	k00000101	k11000000
8	32	284	14	-1.4	5.12	99.71	724	99.84	704	k00000101	k11000000
10	24	316	14	-1.4	4.79	99.71	727	99.95	706	k00000101	k11000000
12	26	344	13.7	-2.8	8.75	99.71	730	99.95	708	k00000101	k11000000
14	116	372	13	-1.4	10.29	99.59	731	99.84	709	k00000101	k11000000
16	146	396	13.7	-3.1	8.86	99.59	731	99.71	709	k00000101	k11000001
18	192	412	13	-3.8	7.32	99.59	732	99.71	711	k00000101	k11000001
20	244	428	13	-3.5	6.44	99.71	734	99.59	712	k00000101	k11000001
22	316	436	12	-3.5	6.44	99.84	735	99.59	713	k00000101	k11000001
24	392	452	12	-3.8	3.7	99.84	735	99.71	715	k00000101	k11000001
26	474	464	10	-5.6	3.9	99.71	735	99.7	715	k00000101	k11000001
28	558	476	8	-6.3	5.45	99.71	736	99.7	714	k00000101	k11000000
30	644	484	6.6	-7.7	4.35	99.71	713	99.84	693	k00000101	k11000000
32	718	488	5.2	-9.1	2.48	99.71	695	100.1	652	k00000100	k01000000
34	784	488	3.8	-7.7	2.7	99.59	610	99.71	691	k00000100	k01000000
36	836	484	0.7	-28	3.4	99.35	625	99.7	627	k00000100	k01000000
38	876	492	354	-41	4	99.35	650	99.7	645	k00000100	k01000000
40	904	500	351	-25	3.9	99.59	655	99.8	652	k00000100	k01000000
⋮	⋮	⋮	⋮	⋮	⋮	⋮	⋮	⋮	⋮	⋮	⋮

分析数据时，以屏幕输出形式为主，打印、绘图形式为辅，通常只对有关报告需引用数据、需研究讨论的数据有选择地打印、绘图输出。

另外，根据飞行数据记录器数据，可以绘制出飞行轨迹图，如图1-3所示。

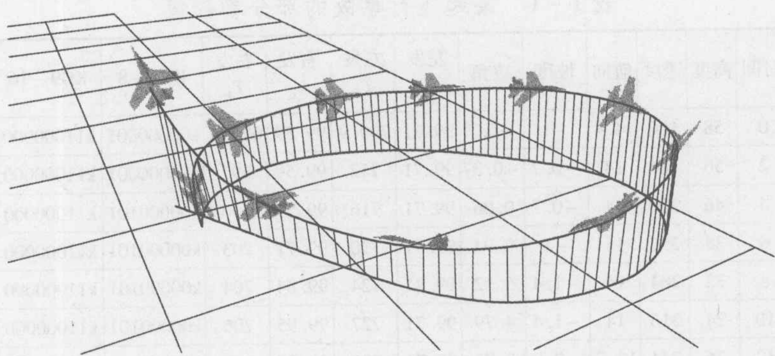


图1－3 飞行轨迹图

1.2.2 飞参记录数据的分析

通过对飞行数据记录器所记录数据的分析，可以确定飞机飞行动态过程，飞机、发动机及各系统是否异常或出现故障等情况。

1.2.2.1 飞机飞行状态分析

通过对飞参记录的高度、速度、航向、过载、俯仰角和倾斜角等反映飞机飞行动态参数的分析，对照飞行课目、飞行员驾驶守则或飞机使用指南的规定，确定飞行的各个阶段：起飞滑跑、离陆、爬升（出航）、进入空域、完成课目动作、返航、加入着陆航线、下滑着陆等，进而分析判断飞机在上述动作中是否处于正常飞行状态。

可以通过某些参数的变化，确定一些飞行段和特征时刻。如：

时刻0 记录始端——接通记录器。

时刻1 飞机沿跑道进行起飞滑跑。根据参数判断发动机的工作状态为起飞状态。速度增大，航向与跑道轴线方向一致。

时刻2 飞机抬前轮，离地。飞机运动速度达到抬前轮速度时，升降舵向“拉杆”方向偏转，俯仰角达到飞行员驾驶守则（或飞机使用指南）推荐的数值。飞机运动速度达到离地速度，高度发生变化，飞机离陆。随后有某种程度的推杆，这时垂直过载有特征性

的“抖动”现象。

时刻3 收襟翼、起落架。根据一次性指令(开关量)或升降舵的重新平衡判断。

时刻4 爬高。在一定时间内高度升高。速度为《飞行员驾驶守则》(或《飞机使用指南》)推荐的数值。

时刻5 按航向转弯、出航。副翼(可能也有方向舵)偏转,产生倾斜,航向改变。转弯结束时副翼向另一方向偏转,坡度减小到0°,航向停止变化。

时刻6 飞机进入预定空域、预定高度,开始执行课目规定的动作。根据飞行高度、速度、坡度、俯仰角、过载、各操纵面偏转角和发动机工作状态的变化进行判断。

时刻7 该起落飞行全过程和完成每套动作时各飞行参数的极值。主要包括:速度、高度、升降速度、滚转角速度、过载、迎角(俯仰角)、坡度等参数的最大值、最小值和出现极值的时刻。

时刻8 返航。完成空域课目对向机场返航。根据航向、高度、速度等的变化进行判断。

时刻9 开始下降高度。判断根据为长时间的高度降低,发动机工作状态变小,飞行表速可能有些增大。

时刻10 飞机停止下降高度,盘旋等待或加入着陆航线,按飞行高度记录和航向查找。对高度、速度、过载的数值进行判读,还要确定从这一时刻至飞机着陆的时间。

时刻11、12、13、14 着陆前第一、第二、第三、第四转弯的开始和结束(结合课目对着陆方法的要求)。按航向、坡度、倾斜角速度、副翼偏转角的记录进行判断。

时刻15 起落架放下、襟翼放出和继续放出(大飞机)到着陆位置。根据一次性指令、发动机转速变化或在飞机姿态变化时按升降舵重新平衡记录的特征性偏差进行判断。

时刻16 进入下滑线。从着陆航线飞行高度到接地的最后

下降,根据进入着陆图进行判断。

时刻17、18 飞越远距导航台和近距导航台。按一次性指令或通过计算加以确定。

时刻19 开始拉平。根据接地前拉驾驶杆时升降舵的开始偏转和发动机工作状态不变时速度开始降低进行判断。记下从拉开始到飞机接触跑道的时间。

时刻20 飞机接触跑道地面。这要按下述标志进行判断:①垂直过载记录有特征性的尖峰;② 倾斜角速度或坡度的变化开始与副翼偏转不符的时刻,对飞行速度值、过载值和发动机工作状态进行译码判读。

时刻21 接地后前推驾驶杆(升降舵发生相应偏转),为了使飞机前轮接地。

时刻22 机头放下并以前轮接地,根据前推驾驶杆使俯仰角减小到停机角(连跑道的坡度考虑在内)判断。

根据空地通话录音等信息在曲线图上记下飞行时刻并对表示这些时刻特征的参数(速度、高度、坡度、俯仰角、航向、发动机状态和这些参数的时间)进行判读之后,将得出的参数值与《飞行员驾驶守则》(或《飞机使用指南》)的要求加以比较,并考虑飞参记录和译码的误差,来确定飞机飞行状态是否正常。

对于发生飞行事故的飞机来说,要判读其正常飞行、出现异常或偏离正常飞行参数(航向、高度、速度等)相对应的时刻,进而结合飞参记录的其他参数,分析出现异常或偏差的原因。如果事故发生在起飞过程,最好用这种方法处理前一次飞行信息,以对比核实飞参记录参数的准确性及误差。如果发现在记录参数中有异常或偏离,在分析事故时要加以考虑。

1.2.2.2 分析飞机是否发生故障

1. 反映故障的开关量是否有记录

飞参记录的故障开关量(或称一次性指令)直接反映飞机、发动

机及各系统是否故障,发生故障时相应开关量变为“1”(或“0”——根据参数具体定义确定),比较直观。只要清楚该开关量反映的物理含义和传感器的位置,即可确定相应系统的状态,有些故障记录,甚至可以将故障圈定在很小的范围内。因此,在事故调查中,调查人员通常首先对这类参数的记录进行分析,检查是否有故障记录,如果有则进一步查明故障系统、故障部件,根据系统功能和飞参等客观记录分析故障对飞行的影响,确定故障与事故发生的关系。

还有一些开关量记录了飞机、发动机或某一系统的工作状态,如起落架处于收上还是放下位置、自动驾驶仪是否接通(工作)等,这些开关量记录与正常情况下系统应该处的状态对比分析,可以判断相应系统的工作是否正常。

2. 参数记录值是否接近或超出性能包线

飞机固有性能和飞行任务(课目)决定了所有飞行参数的范围,正常情况下,飞机、发动机及各系统数据应在正常工作范围或包线内,如果飞行数据记录器记录的有某个或某些参数超出正常工作包线,就有可能引发事故。如:

飞机 Ma 数、表速超过允许值,达到一定程度,飞机可能会发生颤振或解体;

飞机迎角超过允许值,飞机会失速;

飞机过载 n_y 超过允许值,会使机体结构或副油箱等外挂物结构损坏;

发动机转速、排气温度超过允许值,会损坏发动机;

发动机滑油压力过低,发动机主轴承会损坏,等等。

因此,如果有参数超出包线,就要进一步分析参数超限的原因,以及参数超限与本次事故的关系。

3. 参数数值的变化率是否合理

对某些参数,不仅要看其数值的大小,还要看其变化率,是否存在激增、急降等问题。如:各种油液的压力、电源系统电压、燃油

量、发动机转速、排气温度等。

4. 相关参数是否协调

飞机、发动机及各系统正常工作时,相关参数、开关量是相对应的,如:发动机油门操纵手柄的位置与发动机转速、温度、喷口直径等参数有一定的对应关系,因此分析飞参记录时,要注意同一时刻相关参数是否协调。此外,有关参数的变化趋势是否相符,如:飞行员操纵杆(盘)舵输入、飞机舵面偏转角度、飞机过载、迎角、航向、姿态等参数是否相应协调变化。

1.2.2.3 分析飞机飞行中产生偏差的原因

1. 确定飞机飞行轨迹偏差

根据飞行课目和每个飞行动作的具体要求,对比分析飞机的飞行高度、速度、航向、升降率、俯仰角、迎角、侧滑角、过载以及发动机状态等参数的保持情况,确定飞机的飞行轨迹有无偏差。

2. 研究偏差产生的原因

如果飞机的飞行轨迹有偏差,则要确定产生初始偏差点,分析初始偏差点之前的参数记录,从飞机、飞行员和飞行环境等方面研究飞机飞行轨迹产生偏差的原因。为此,首先要研究飞机、发动机及各系统状况,确定飞机是否可操纵,如有故障则分析故障与事故的关系;其次分析飞机是否受到大气环境和其他外界因素的影响(风切变、雷暴、其他飞行器、鸟、电磁干扰等);第三,要分析飞行员的操纵是否存在偏差或错误。

3. 分析导致操纵错误的原因

如果飞机是按飞行员的操纵运动的,则要分析飞行员操纵错误的原因。如果飞行数据记录器记录了飞行员的操纵动作,还可以从驾驶杆(盘)、脚蹬、发动机油门杆以及有关开关、电门的位置来分析飞行员的具体操纵动作是否正确。

如:某次飞行中,飞行员在做低空跃升加半滚倒转时,发生严重飞行事故。从事故飞机飞行数据记录器读出的数据为,进入高

度为 60m、速度为 512km/h、发动机状态 85%(此时计为 0s),飞机过顶点的高度为 712m、速度为 416km/h,14s 时出现极限迎角告警,飞参记录的迎角超过 24°,达到了 28.5°。当迎角 24°时对应的法向过载为 4.6g,迎角超过 24°后对应的过载迅速下降,表明飞机进入失速状态。经分析,按照当时飞机双发油门在最大位置,以当时的外挂条件开始进入半滚倒转,完成动作后损失高度为 900m。因此,该动作顶点高度低,是致命的问题。导致顶点高度低的原因一是进入高度低,只有 60m;二是进入速度相对小,为 512km/h;三是加油门时机过晚,飞行员拉杆上升时,双发高压转子转速在 85%,飞机转入上升后才将油门推到最大。

1.2.3 应用飞参记录数据时注意的问题

1. 飞参系统信号源或传感器的位置

利用飞参记录时,必须清楚各参数信号的来源与飞机驾驶舱显示的有关信息,还要清楚记录的信息与驾驶舱显示信息的关系,是否为同一信号源,通向驾驶舱和飞参的信号分开的位置等。飞参系统信息源一般有两类,一是飞参系统独立加装的传感器,二是取自飞机系统原有的信息。信号源不同,参数采集、记录的量程也不同;不同机型飞机的同一个参数,因信号源或传感器位置不同,其确切物理含义也会有一些差异。如,同样一个舵偏角参数,直接测量、记录舵面偏转角度,与测量舵面传动拉杆的位移后再换算舵面偏角进行记录是有差异的。因此,在利用飞参进行分析时,必须清楚其确切的物理含义。必要时应到状态相同的同型飞机上察看传感器的位置,以及信号线在飞机上实际铺设情况。

2. 与其他证据的相互验证

飞行数据记录系统是一个机电系统,自身也可能发生故障,虽然现代飞参系统有比较完善的自检测系统,但还是不能覆盖全部故障,特别是传感器故障。此外飞参系统受其他因素影响也可能

发生记录参数异常的情况,如飞机失火可能导致飞参系统导线短路。因此,利用飞参数据时,应与其他证据相互验证。如:可以根据飞行员反映的情况,二次雷达及着陆雷达记录的飞机高度、地速、航迹等信息对飞参记录的相应参数进行验证;事故现场和飞机残骸,也是验证飞参数据的有效手段。如,某次飞行事故,空地通话录音记录飞行员报告火警信号灯亮,飞参记录中也有火警信号,该型飞机的火警系统必须有明火烧到火警传感器才会报警。但经过对飞机、发动机残骸反复仔细检查后,没有发现飞机空中失火的任何迹象,进一步对火警信号控制盒的研究表明,是空气湿度接近饱和,火警信号控制盒受潮导致火警系统误告警。

1.3 舱音记录和空地通话的分析

舱音记录和空地通话录音都是事故调查分析的第一手资料,都是语音资料。舱音记录器从现场的回收、运送直到能够回放录音前的处理,参照飞行数据记录器处理程序和方法进行。舱音记录和空地通话录音同属声音信息的处理和分析,方法基本一致。

舱音记录和空地通话录音的辨听和整理通常由一个专门的小组负责,通常按图 1-4 所示工作项目和程序进行。

1.3.1 舱音记录和空地通话录音的处理

1.3.1.1 舱音记录和空地通话录音的复制

为了保护原始舱音记录载体,避免反复播放/辨听时损坏原始记录载体,在辨听前首先要将原始记录进行复制。复制前必须采取防误操作删除信息的措施。在实验室利用回放设备将舱音记录器记录和空地通话录音回放下载和复制时,不能使用任何降噪、滤波或混响装置,以免丢失信号。如记录载体为磁带,最好使用生产厂家提供的专用转录/播放设备进行转录,如没有则必须使用高保真

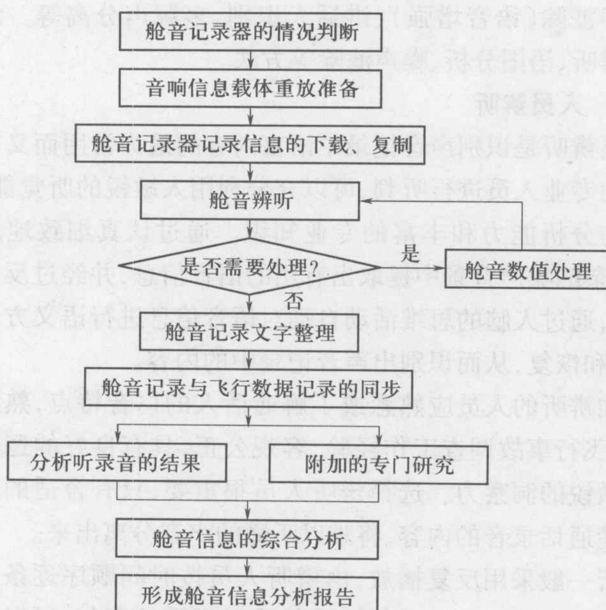


图 1－4　事故调查中分析舱音记录器和空地通话录音的主要工作

磁带机复制录音,复制时采用从走带机构到走带机构的信号复制。

1.3.1.2　记录载体的保存

要妥善保管原始舱音记录器和空地通话录音记录载体,使其本身及记录内容处于原始状态。不允许直接对原始记录载体进行技术处理。

辨听、分析录音时应使用副本,且只允许旨在提高声音分辨率而进行的降噪、滤波等技术处理,技术处理只能对记录的副本进行。

1.3.2　舱音记录和空地通话录音的识别和报告

舱音记录和空地通话录音这类声音资料的处理与识别方法很多,目前国内外采取的主要方法有:人员辨听、语图分析(频谱分

析)、噪声滤除(语音增强)、讲话人识别、多源声分离等。常用的是人员辨听、语图分析、噪声滤除等方法。

1.3.2.1 人员辨听

人员辨听是识别声音记录中语言内容的最为常用而又有效的方法。由专业人员进行听判,可以充分利用人敏锐的听觉能力、逻辑推理与分析能力和丰富的专业知识。通过认真细致地反复辨听,从复杂的噪声背景中提取出有用的语音信息,并经过反复的推理、判断,通过人脑的思维活动自动对语音信息进行语义方面的整理、查询和恢复,从而识别出声音记录中的内容。

参加辨听的人员应熟悉或了解通话人的口音特点,熟悉飞行工作,有飞行事故调查工作经验,客观公正,具有良好的逻辑思维能力和敏锐的洞察力。选择辨听人员很重要,只有合适的人选才能搞清楚通话录音的内容,将难以听懂的声音分离出来。

辨听一般采用反复播放,由辨听人员按时间顺序逐条逐字作记录的方法。对于经过反复播放仍难以听懂的字句,可以进一步采用分段降噪等技术措施,对录音进行处理后再行辨听。

1.3.2.2 语谱图分析

语谱图又叫语图,是由语图仪或计算机对语言(声音)信号采样后经傅里叶变换计算而生成的声音谱图。不同语句(声音信号)的语图差异很大,专指性强。将语言和声音信号转变成可视的形象图形,适于人利用视觉功能收集、对比、分析和判断语图信息,从而做出结论。

用语图识别语音或声响内容一般有两种方法,分析法和综合比较法。分析法首先要建立对应于不同方言的基本因素及同素异构音的语图库,建立规范化的飞行用语的语图库和各种声音声响图库。分析辨别一句语音时,先把待分析的语音输入语图仪,产生该语音的语图,然后在语图上确定其相应的起点和终点,再按语图中声纹的变化及黑度的分布区分出音节,进一步区分出各音素的

语图区域。区分音素时需要把语音信号同噪声信号产生的语图声纹区分开。通常,噪声相对语音表现为频域较广、较为平稳或变化比较规律。此外,还要注意的是由于受通信设备带宽限制,有可能使语图上高频部分缺失。区分各音素后,将其与飞行员的口音一致的标准音素语图库样本相比较,从而推断出待判定的各个音素分区可能代表的音素。进一步将推断的各个音素相拼得到可能的音节,再将音节组合成符合语言逻辑和物理逻辑的可能的词,将这些可能的词所对应的语图段同标准的飞行用语的语图库样本相比较,从而进一步验证推断出所分析语言的内容。

通过辨听得到多个不能确定的结果时,可通过语图的综合比较法来确定可能的结果或缩小范围。找一个与待识别通话的飞行员口音近似的人,模仿飞行员讲话的速度、节奏和紧张程度,把几种可能的通话结果重复一遍,把语音记录下来送入语图仪生成各种可能结果的语图,然后再把这些语图同待识别的声音语图相比较,选择语图最相似的为最终结果。对较难判断的语图,还可请多个了解语图特性的专业人员参与判断,然后用统计方法选出最可能的结果。

对于舱音记录器记录下来的声响信号,也可以通过语图仪采用综合比较法进行分析和判断。

1.3.2.3 舱音记录和空地通话录音的时间基准

事故调查不仅根据舱音,还需要借助其他信息,如空地通话录音、飞参记录器等来分析事故原因。然而,由于这些信息的存储方式不同,如通过磁带、光盘、固态存储器等,在舱音与其他各种信息综合时,可能存在相对时间不一致的问题,直接关系到各事件发生的时间、先后顺序及事件发生因果关系的判断。因此,为了准确判定事故发生时各种事件的相互关系,必须保证这些信息具有相同的时间基准,即基准时间定位问题。

很多数字记录设备的记录中有时间基准,此时应将记录的流

逝时间与天文时间协调一致。通常空中交通管制录音带上有天文时间记录,因而舱音记录的时机即可以确定。对于磁带式记录器,最初重放时,不了解发生事故时舱音记录器的实际录音速度,如按标定速度重放可能有误差,将影响各事件之间的计时,重放时应先得出舱音记录的准确时基,此时可将重放速度调整到当400Hz干扰信号正好与400Hz时记录的多数峰值重合的速度(多数舱音记录器工作的电源电压是115V、频率是400Hz)。也可以将发生事故时的空中交通管制录音带与舱音记录带同时重放,并将舱音记录带的重放速度调整到两个录音带同时记录的所有声包线重合。

更准确的方法是利用特征点(如按下发话按钮)进行定位。使用计算机专业音频处理软件,"打开"需要时间定位的舱音和空地通话录音,通过比较飞参记录器记录的相应动作量参数及所对应的时间,找到"特征点",利用飞参记录器或空地通话录音确定该点的时间,一旦舱音"特征点"的时间被确定,输入计算机精确时间,则舱音的时间也就被确定了,舱音记录中每一句话和声响发出的时间也就能确定了。

1.3.2.4 舱音记录和空地通话录音内容的整理与报告

读出录音带时要求将记录的话音和声音准确地用文字记录下来,形成舱音记录和空地通话录音资料整理报告,供事故调查组用于分析事故。如果录音带上的某些话音和声音分辨不清,应采用语图仪等设备和专门技术进行分析处理。

舱音记录和空地通话录音资料整理报告有几项必须的要素,说话或出现声响的时间、发话人或声音通道、通话内容或对声响的描述、难以分辨的话语或声响,在辨听录音时所采用技术手段的说明,参加辨听人员的签字及不同意见。无论舱音和空地通话小组认为与本次事故有无关系,录音中所有通话和声响信息都必须如实整理并报告。下面是某起事故舱音和空地通话记录报告第13页的内容(摘自NTSB事故调查报告)。

INTRA-COCKPIT COMMUNICATION		AIR-GROUND COMMUNICATION	
TIME and SOURCE	CONTENT	TIME and SOURCE	CONTENT
1548:38 CAM	[sound of three tones similar to that of the altitude alerter]		
1548:43 INT-2	we're gonna intercept the top somewhere ah whatever altitude he gives us .. ah .. twenty-seven hundred's the intercept to the glide slope.		
		1548:47 DTW	comair thirty-two seventy-two turn right heading zero seven zero.
		1548:50 RDO-1	zero seven zero comair thirty-two seventy-two.
1548:55 CAM	[sound similar to increase in engine/prop noise]		
1549:13 INT-2	it's ah two hundred foot approach with the decision altitude of eight thirty-three .. you've already got that set in there .. missed approach will be published climb to eleven hundred .. and a climbing right turn to three thousand direct to the ah DM locator outer marker "Spencer" * which is ah two twenty-three that's set .. and hold .. that will be a teardrop entry .. questions, comments.		
1549:38 INT-1	no questions .. twenty-one, fourteen, and forty-three are your bugs.		
1549:43 INT-2	twenty-one, fourteen, forty-three .. set.		

1.3.3 舱音记录和空地通话录音的分析

1.3.3.1 舱音记录器和空地通话录音记录的内容

舱音记录器和空地通话录音记录的内容是:

(1) 空勤人员与地面或其他飞机的无线电通话;

(2) 空勤人员使用机内通话装置的通话或通告;

(3) 在驾驶舱内听到的各种声音(气流声、发动机噪声、电动机噪声、爆音、爆炸声、喘振声、拨动电门声以及空勤人员不使用通信设备时的谈话);

(4) 输入空勤人员耳机内的航行设备和着陆进场控制设备的语言或声响信息。

1.3.3.2 舱音记录器和空地通话录音记录的分析

(1) 分析空地通话内容,确定空勤人员有无装备工作异常的报告;

(2) 分析舱音记录内容,确定空勤人员有无关于装备工作异常的报告和谈论;

(3) 分析空地通话录音和舱音记录的背景噪声,确定有无音响信号声、异常的噪声和其他声响。

1.3.4 典型舱音记录器(CVR)多功能综合实验台

国内先进的 CVR 多功能综合实验台简介。

1.3.4.1 典型 CVR 实验台的构成

从功能上分,CVR 多功能综合实验台由 CVR 信息下载/转存、数字化音频处理、播放/辨听和舱音数据交换/输出 4 个功能模块组成。

从硬件组成上分,舱音多功能实验台由输入接口、舱音分析处理计算机、声卡、耳机分配器、音箱和耳机等构成,如图 1-5 所示。

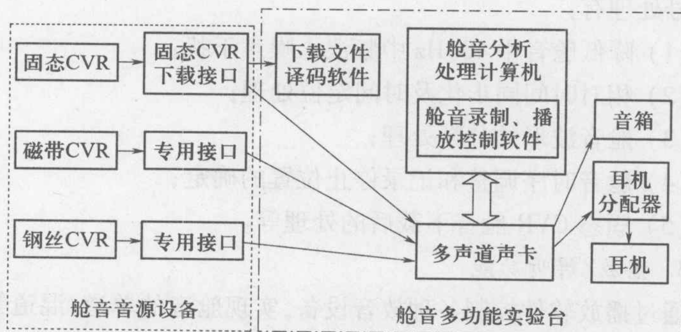


图 1-5　舱音多功能实验台的构成

由图 1-5 可见,实验台首先将 CVR 记录的声音信号转存到计算机中,然后利用音频处理软件对声音进行分析处理,再通过舱音播放/辨听系统进行播放。

1.3.4.2　典型 CVR 实验台的基本功能

CVR 多功能综合实验台应具备 CVR/空地通话录音信息的下载/转存、数字化音频处理、播放/辨听和声音数据交换/输出 4 个主要功能。

1. 下载/转存功能

按记录介质不同分为钢丝、磁带和固态存储芯片 3 种。CVR 多功能综合实验台可将多种型号 CVR 及其他音频资源信息(空地通话录音、证人访谈录音等)进行下载/转存。如 CVR 记录的是模拟信号,存储到计算机时,需要将模拟信号转换为数字信号,形成音频格式文件,以便计算机处理。

2. 数字化音频处理功能

在对舱音进行计算机存储,获得数字化舱音记录波形文件后,通过舱音的初步辨听,判断是否需要进行舱音数值处理。舱音数值处理就是利用音频处理软件对舱音进行频谱分析、声道合成、整体或局部声音音量数字放大、滤波和降噪等处理。常用的舱音数

字信号处理有：

(1) 降低舱音中400Hz 中频混入噪声干扰；

(2) 相对时间同步化及时间定位处理；

(3) 舱音波形的分频处理；

(4) 舱音时序调整和记录停止位置的确定；

(5) 固态 CVR 舱音下载后的处理等。

3. 播放/辨听功能

通过播放软件控制各种放音设备，实现舱音的单道/混道等多种播放方式。先进的舱音综合实验台除了 CVR 制造厂提供的 CVR 播放/转录设备进行舱音的直接播放模式外，还有模拟驾驶舱声音环境、耳机辨听、可视化播放/辨听和舱音远程点播等播放/辨听方式，既能多人集中收听，又可分组或单人收听；既可统一控制混四道/单道播放，又可由事故调查人员自主控制各声道的听取及各声道音量控制。

4. 数据输出/交换功能

通过系统可以将舱音等声音资料转录到盒式磁带或转存在光盘上等，供事故调查分析研究或作为资料保存，还可以将舱音文件转为各种计算机软件压缩格式文件，通过网络进行安全传输。

1.4 雷达记录的分析

雷达系统是飞行活动的重要保障设备，对于保证航空活动的有效运行和飞行安全起着重要作用。雷达又分为一次监视雷达(P. S. R)、二次监视雷达(S. S. R)和气象雷达等多种类型。一次监视雷达是通过发射电磁波进行探测，利用目标的回波信号发现目标，并进行参数测量获取距离、方位和相对速度信息的雷达；二次监视雷达由地面询问机和机载应答机组成的问答式被动雷达，在空中飞机可主动探测到地面雷达波束的询问，并由应答机向询

问系统发出自己的编码信号,编码信号中包含飞机代码、距离、方位、高度等信息。通常在空中交通管制(ATC)雷达(亦称航管雷达)系统中,一次监视雷达和二次监视雷达协同工作。气象雷达可以探测大气现象和物体,提供有关天气、尾流、晴空扰流和风切变等方面的信息,所有类型的雷达系统都可为飞行事故分析提供有价值的信息。这里主要介绍航管雷达在事故调查中的应用。但需要牢记的是,这些雷达信息的根本用途是:飞行指挥和空中交通管制人员通过这些信息,确定并指挥空中飞机按规定的空域、航线飞行,保持安全的间距,而不是用于事故分析。

1.4.1　雷达信息在事故调查中的应用

航管雷达运行时可提供实时的空中交通信息,并通过屏幕或标图将空中飞机位置信息显示给空中交通管制或飞行指挥人员(图 1-6)。ATC 雷达存储的飞机飞行信息对飞行事故调查分析有重要的作用。

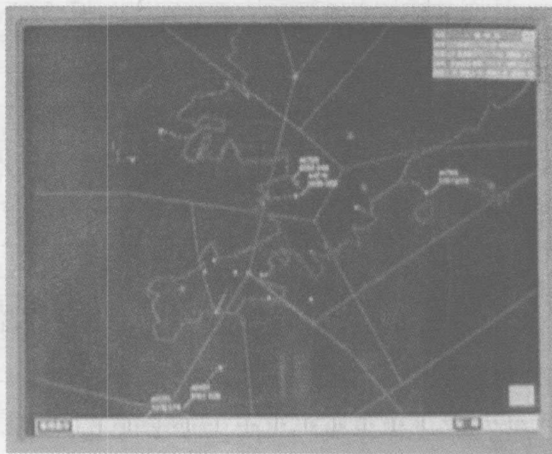


图 1-6　航管雷达记录的飞机飞行情况

1.4.1.1 搜索失事飞机

飞机失事后，如果坠毁在江河湖海或人迹罕至的深山中，确定飞机可能的坠毁区域和搜索范围，是搜救遇险人员和飞机事故调查的一项重要工作。如果雷达记录了飞机飞行航迹，根据记录最后一点的飞机高度、速度、航向等参数，结合飞行员报告(如果有)的情况，可以推算出大致的飞机坠毁区域，缩小搜索范围，为抢救遇险人员和事故原因调查争取时间。

1.4.1.2 确定飞机飞行航迹和轨迹

航管雷达记录了飞机的位置和高度、速度、航向等参数，可以在航管雷达显示屏上直接回放飞机的飞行情况，根据雷达显示可以绘制出航迹图(图 1－7)，如果把高度考虑在内则可以重构飞行轨迹图。

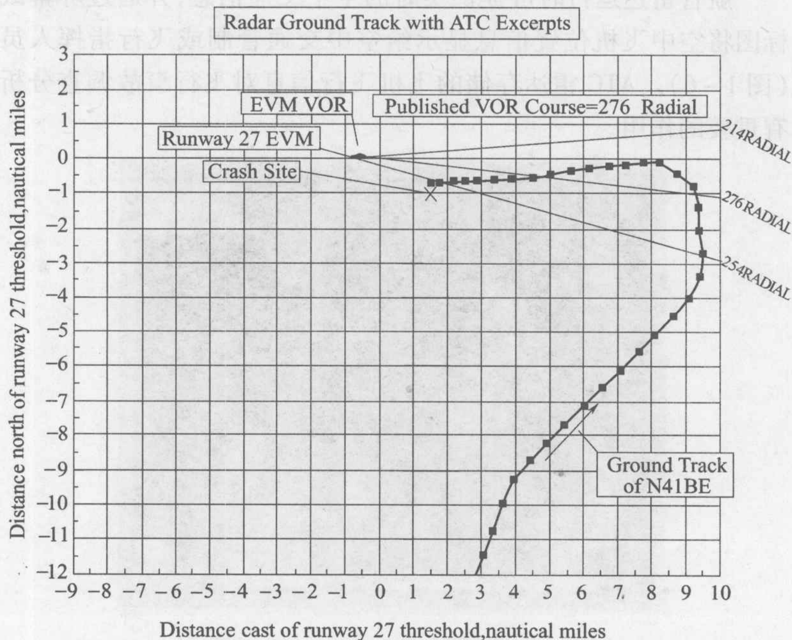


图 1－7 某起事故根据航管雷达记录绘制的飞机航迹图

例如,在一次飞机云中飞行撞山事故调查中,发现撞山的位置已过了预定转弯点,飞机装有 GPS 导航系统,且设定了在距转弯点 5km 时,发出转弯提示声响。为什么飞过转弯点之后撞山?到航管中心调出该飞机航管雷达记录发现,飞机在飞过转弯点时偏航距离超过 5km,GPS 没有发出转弯提示,机组过分依赖 GPS 接近转弯点的提示功能,没有采用其他导航方式,致使飞机云中飞行撞山。

1.4.1.3　分析飞行员的操纵动作及意图

飞机飞行轨迹反映了飞机质心的运动,可以分析、推断飞机是否出现故障和飞行员的操动意图,进而缩小调查范围,结合其他客观记录和事故现场及飞机残骸检查,确定事故原因。如,目视飞行条件下,航管雷达记录的飞机运动轨迹,显示飞机直线下降而没有改出动作,则可以推断飞机升降操纵系统故障、飞行员错觉或丧失意识没有操纵飞机改出;如果飞机运动轨迹在下降阶段下降率有明显减缓趋势,则说明飞行员可能已经在做改出动作,飞机也有相应的响应。

1.4.2　雷达信息的偏差和误差分析

雷达系统工作原理决定了任何雷达信息记录都有误差,对任何一次具体飞行,都不可能根据雷达数据推导出十分准确的结果,需要调查人员通过一定的技术、分析手段将这些雷达数据整理成有用的飞行参数。这里主要介绍雷达数据产生误差的可能原因及影响,以及如何根据现有的雷达数据尽可能准确地得出飞行航迹和飞行剖面的方法。

1.4.2.1　应答机恒定的延迟误差

在应答机接收到雷达系统发射的询问信号之后,它需要一些时间来处理存储的数据和做出反应,这段时间规定在 3μs ± 0.5μs,当雷达接收机根据收到机载应答机发射的相应信号计算飞

机的距离时，通常包括了这段延迟时间。假设延迟时间为3μs，则雷达对每个测量目标的距离就增加了约1km，对于雷达位置与被测目标距离很远的情况，这个误差可以忽略不计，但是如果雷达与飞机比较近，例如进场着陆时，这个误差就显得比较大了。因此，要对整个雷达数据进行仔细检查和分析，确定其是否存在一个恒定的误差，如果存在，应将其量化并对原始雷达数据进行修正。

1.4.2.2 雷达位置数据可能不准确

某些官方机构提供的雷达位置数据有可能存在偏差。例如，某次事故调查中，根据某机构提供的雷达位置数据，得出了飞机在失事前经历了不稳定的机动飞行的结论，以及其他一些错误结论。而事实上，如果给出的雷达位置数据是准确的，那么就不会得出航迹不规则的结论。

1.4.2.3 两个或两个以上雷达之间的有关参数应一致

当有两个或两个以上不同位置的雷达同时监控飞机的飞行时，必须给出这些雷达的准确位置数据（经度、纬度）和相对方位角，如果两台雷达系统的工作时基不一致，还应统一时基。如果时基一致，给出的雷达位置准确，根据每个雷达记录数据所确定的目标在空间的位置应是重合的，如果在探测的距离和方位角上存在一个恒定的偏差，那么这个偏差就是由两个雷达系统之间的差异造成的。

1.4.2.4 识别出错的数据点

如果对原始雷达数据都实施上述修正，则根据修正后的数据就可得出比较光滑、轮廓比较分明的飞行航迹图。但是，即使排除了上述几种误差源，雷达系统本身的一些误差也会造成一些异常数据点（野点），这些野点一般可通过了解飞机性能和雷达系统的极限参数来识别。

1.4.2.5 斜距代替地距的误差

雷达根据电磁波发出和收到目标回波（反射或应答）信号的

时间计算雷达与目标的直线距离,是斜距而不是水平地距。如果对于目标与雷达间距很远的情况,不会产生很大的误差;但当飞机与雷达很近的情况下,就必须考虑雷达探测距离为斜距而产生的误差。

1.4.3 航管雷达记录在事故调查中应用的事例

1.4.3.1 某次训练飞行事故

在某次飞行中发生了机毁人亡的严重飞行事故,飞行参数记录器也在事故中摔毁,抗坠毁壳体破碎,记录芯片甩出摔碎,没能读出任何信息。空地通话录音中,飞行员驾驶飞机进入预定空域报告开始动作后,直至失去联络再没有任何报告。事故现场显示,飞机大速度坠毁,为什么飞行员没有报告? 从航迹上分析也没有改出俯冲的迹象? 最后调查人员根据航管雷达记录,分析认为可能是飞行员身体状况出现了异常。依据就是航管雷达记录,主要有两点,一是没有到规定的时间,飞机提前返航,高度、航向相对稳定;二是在返航途中即将退出规定空域时,飞机调转航向往回飞(向空域内飞),航向转过180°后雷达丢失目标。飞行员在没有完成规定的空域训练动作的情况下返航,也没有报告,为什么? 如果飞机故障影响任务完成,按规定应先向指挥员报告,随后返航,争取尽快落地。既没有报告,又在快退出空域时终止返航飞向空域中心,说明飞机没有故障。分析上述飞行航迹,调查人员认为可能原因是,因某种原因导致飞行员飞行中身体不适,但不太严重(一般不愿意报告),中断空域动作返航;返航途中快退出空域时,自我感觉身体有所恢复,还可以继续完成空域动作,所以调转航向,但身体异常没有消除,甚至出现短时丧失意识,对飞机失去控制,大速度坠地。事故现场也没有飞机拉起改出的迹象。但由于飞机坠毁速度过大,残骸破损严重,上述依据航管雷达记录进行的分析没能得到其他证据的验证。

1.4.3.2 某次运输机事故

某日，一架双发运输机进行低空飞行发生撞山事故。事故调查组排除了飞机高度表指示偏差、飞机发动机故障导致事故的可能，发现最大疑点是飞机撞山位置已过了预定转弯点，机上配有GPS定位仪，飞行前设置了转弯点，并设置在距转弯点5km以内，GPS应提示转弯，为什么飞过转弯点而没有转弯？

检查二次航管雷达记录，从回放的二次雷达记录显示的飞行轨迹看，飞机起飞后高度400m出航时，就没有按预定310°航向飞向航线起点，而是保持航向326°，致使航迹偏右，起飞2min03s时，进行过修正，但没有修正到正常航线进入起点，致使飞机在航线飞行过程中，始终偏离预定航线，最远点达6.7km，最近点4.6km。飞过GPS预置转弯点时，偏航距离大于设置的提示距离5km。

另据目击者反映，事故地区当时天气复杂，云多雾大，能见度较差，与本场天气有较大区别；从二次雷达提供的飞行情况显示看，当时事故区域上空有云，飞机曾进入过云区，且飞机在撞山前没有急剧改变飞行状态，说明机组是在云中飞行，看不到即将撞山的情况。

综上所述，该次事故的原因是：在低空机动飞行时，偏离预定航线，入云后处置不当，偏出空域撞山，导致严重飞行事故。

第2章　飞机活动的调查与分析

2.1　概述

与飞行员操作错误(人的因素)有关的飞行事故占事故总数的60%～80%,尽管经过航空有关各部门的不懈努力,这个百分比仍多年不变。因此,飞行活动调查是事故调查的最重要组成部分之一。但在调查飞行事故时应十分清楚,不能认为空勤组的错误操作就是他们的过错。因为在所有航空人员中,空勤组比谁都更希望能顺利地完成飞行任务。所以,对空勤组操作的研究,应集中到寻找妨碍空勤组安全地完成飞行任务的原因上。

对大量事故的研究表明,无初始原因的飞行特殊情况,除了极少数的、任凭空勤组如何操作也不能改变事故进程的情况以外,在很大程度上都取决于空勤组的操作。依靠空勤组成员和整个空勤组的经验和直觉行动,就可能从发展的事态中改出。最具特征的事例就是试飞员从险情中安全改出的情况。但是,不可能允许将试飞员执行的任务交给普通飞行员。因此,给飞行员提供了大量建议、劝告和指示,都写在现行的指南、守则、教范和训练教程里,其中集中了试飞和操作的经验总结,严格规定了飞行操作。因此,调查者就具有某种样板和标准,能将空勤组的实际操作与这种标准相比较、分析。

2.1.1　空勤组操作调查的任务

对空勤组的操作进行调查研究的任务主要有:

(1) 确定该操作的性质;

(2) 确定空勤组成员的心理和生理状况及其与操作的关系;

(3) 确定周围环境(即外部条件和飞机特性)对空勤组的状况和操作的影响;

(4) 明确空勤组可能受到的合乎情理的心理和生理限制;

(5) 确定空勤组成员个人的挽回特殊情况的可能性;

(6) 确定与空勤组成员之间的协同动作有关的原因。

2.1.2 空勤组操作调查的目的

对空勤组操作进行调查的目的,一是确定空勤组实际操作的原因;二是得出防止再次发生同类原因事故的建议。

2.2 操纵动作研究

在《飞行事故调查与分析导论》的第4章中介绍了在飞行事故调查过程中基本调查的内容。飞行活动的调查工作与其他方面的调查工作密切相关,是在全面调查获取信息,综合各方面、各专业的调查结果的基础上进行。

应把从某一方面得到的信息与针对同一目的根据其他信息源得到的信息加以比较,来验证所得信息的可靠程度。只要有可能,就应进行这种验证工作,并使其成为完成调查任务的一个组成部分。如,根据飞参记录数据再现的飞机飞行轨迹,应与根据空中交通管制的数据和目击者的陈述重构的轨迹加以比较。其他与飞行活动调查直接有关的飞机结构载荷、系统和发动机工作状况等事件的细节,对飞行操作的分析都具有重要的意义。

2.2.1 确定空勤组的操纵动作

探求引起空勤组某种错误操作的原因(或诸原因因素的综

合),是事故调查最重要的任务之一。但是,为了评价操作,必须首先确定飞机飞行轨迹和空勤组操作动作。调查时对操作的确定应该是利用调查者所掌握的所有信息源加以综合考虑。这些信息源有:

(1) 根据客观监控装置所记录的飞行参数,由此得出的各舵面(或各操纵机构)的偏转角、各系统的接通和断开(按照不同指令或按照飞机的反应)、机翼增升装置的偏转(按照不同指令,按照襟翼、前缘缝翼和阻流片的位置以及按照后掠角)、飞机的空间位置、速度、高度、姿态和过载的变化;

(2) 空勤组成员之间以及(或)与地面通信人员(空中交通管制人员、机场或靶场上的无线电发射机)的无线电通话内容,由此得出关于空勤组操作的信息;

(3) 医学痕迹学的研究结果,由此可根据具有的特殊外伤或骨折情况来判断空勤组的操作;

(4) 工程分委员会的材料中有关各操纵机构、按钮、电门、开关等机件位置的信息;

(5) 对事故当事者和目击者的询问材料,由此可以得出关于操作的信息。

对上述材料的研究和分析,可以再现特殊飞行情况下的操作情况。

2.2.2 确定操作中的偏差

为了评估操作情况,必须将其与正确的操作进行对比。而正确的操作,通常认为是下列标准技术文件所规定的操作:飞行使用指南、飞行员(空勤组)驾驶守则、空勤组工作规程、协同动作细则、飞行教范、本区域(机场)内飞行实施细则等。

实际操作与"明显正确"的操作进行对比即可确定空勤组操作中的偏差。此种偏差表现为正确操作得不及时、操作得不正确、

无效操作、非奉命操作等。在确定偏差时，不能盲目地将空勤组的操作与标准技术文件相比较，因为必须意识到，标准技术文件可能是不完善的。因此，空勤组的操作与“明显正确”的操作的比较应由有经验的专家进行，并运用规定的和推荐的工作方法，以利于工作的完成。

2.2.3 产生偏差因素的分析

空勤组操作中的偏差，如不正确地完成一次性的（程序）操作，是极少见的。通常是，偏差表现为空勤组成员的反应迟缓，表现为破坏空勤组内的协同动作等。

产生偏差的因素及其实质的确定，只是研究空勤组操作情况的起始阶段，因为因素的确定对防止今后同类事故的发生并不提供依据。广义地说，偏差的原因可能是：整个空勤组或其个别成员状况的改变（不是工作状况）、空勤组的专业准备情况、飞机和环境特点。

2.2.3.1 空勤组的状况对偏差的影响

首先，空勤组的心理状况和生理状况，在特殊情况下就可能是操作偏差的原因，甚至是起因。在这里，起主导作用的是空勤组成员的个人素质，诸如心理稳定性或整个空勤组的心理协同性。这些素质就决定了在各种飞行情况下，其中包括在特殊飞行情况下，空勤组成员实施正确操作的能力。在特殊飞行情况下，在情况不明以及在对生命有直接威胁时，空勤组成员必须下定正确的决心并实现正确的操作。分析这些素质对调查起着重要的作用。分析的方法就是专家鉴定和仪器测试并用。专家鉴定的方法建立在有经验专家的判断上，这些专家在对无线电通话的内容和感情色彩进行分析的基础上，根据询问材料和其他信息源，得出符合空勤状况和此种状况影响操作偏差出现的结论。另一类方法建立在利用仪器研究语言通信上。此时根据以数字表示的语言信号特征，可

以确定神经和情绪紧张程度的提高状况(该状况提高了错误操作的概率)。利用测试法进行心理分析是判断空勤组状况的重要方法,此时可以测定空勤组各个成员之间的不协调性或其心理特性的改变。

空勤组状况的变化也可能是下述其他破坏稳定的因素的结果,即:座舱释压、缺氧、驾驶舱(座舱)内存在有害有毒物质、药物、疲劳等。

因此,在分析情况的基础上,可以对以下问题做出结论:空勤组成员的实际状况是如何影响其操作的,主要是在操作中如何影响其偏离“明显正确”操作的。这个因素就是空勤组的状况出现偏差的原因。

2.2.3.2 飞机的人机工效特性对偏差的影响

调查时,下一个重要方面是人机工效评估,其目的是确定飞机及其设备、座舱布局以及指令性文件的适应性是否符合空勤组成员的能力和便于其有效地活动。这一判定可使用几套不同的方法进行,但首先必须有空勤组座舱内的信息状况资料。为此目的,必须根据记录系统的记录数据、询问资料或其他信息源,复制出空勤组在该飞行状况下进行观察的图像。同时,必须考虑到指示系统的这样一些特点,诸如:仪表指示延迟、仪表和指示器在视场内配置的视差、仪表的误差、背景的存在(光亮背景——对灯光指示器和目视指示器;噪声背景——对音响指示器;振动背景——对触觉指示器,等等)、信息的非单值性、相互干扰等,其中还有操纵机构的可达距离及其功能上的相关性。在评估飞机的人机工效过程中,同样也必须考虑到空气动力特点、动力装置特性,以及因飞行员误操作而造成的飞机“意外上仰”和“摇动机翼”这样一些情况。在调查时,这一方面应特别考虑到,因为飞机及其座舱的人机工效缺陷,也会诱发错误操作,诱发操作延迟的增加,当然也会导致空勤组操作中的偏差。

人机工效评估的方法在目前通常也是要通过专家鉴定和实验的。在采用鉴定法时,应广泛使用图表设计评估资料、模拟和飞行试验资料,尽管在实际使用条件下常常会出现许多缺点。调查中,通常成套技术设备的半实物试验对作这种评估起着特别重要的作用。常常就有可能使飞行的特殊情况再现,通过不同空勤组的多次重复试验,查明空勤组操作中产生偏差的规律①。

2.2.3.3 空勤组的职业训练水平对偏差的影响

引起操作偏差因素中的第三个因素,也是统计中最多的几项之一,是空勤组及其成员的职业训练水平。训练水平的不足主要表现在下决心不正确,飞行临界参数的偏差增大,在不提出飞行安全要求的情况下,会偏离《飞行使用指南》的规定。除非给予了机组在非准备状态下执行间断时间(任务或气象条件等)超过规定的飞行任务(这种情况极少发生)。因此,在寻找出现偏差的原因时,只要不是下列情况,就可以归结为训练不足是导致偏差的因素:①操作偏差的因素已经确定;②空勤组的状况变化并非该偏差出现的原因;③在飞机性能或其特点中,在空气介质或其他外部条件中(跑道照明条件等)可以找到导致偏差出现的因素。

研究职业训练水平的方法同样包括一套鉴定法以及分析过去该空勤组在同样条件下所完成的其他飞行。这时要确定技能的稳定性、下决心和实现决心的正确性和及时性。

2.3 影响飞行人员操纵因素的分析

以军用飞机飞行事故调查为例,分析影响飞行人员操纵的因素。

① 就广泛的意义来说,也应该在这里提到技术标准文件的不足之处,即不明确、论述的多义性、缺乏操作说明等。

2.3.1　飞行组织计划研究

了解由航空部队、保障部队（部门）指挥员及指挥部门进行的一系列用于组织飞行的安排，包括实施飞行的决定，提出飞行任务，制定飞行计划，飞行人员、飞行管理人员、航空装备及飞行保障设备、机场的飞行准备，探测天气，飞行及飞行讲评。

每个参与组织飞行的官员通过按其职务完成自己的职责来将指挥员的决定付诸实施。因此在研究飞行组织问题时，调查人员应首先研究航空系统所有单位及官员在每个组织阶段的工作。

航空部队指挥员根据部队面临的任务，预计的气象条件，飞行区域内空中及鸟类的情况，飞行人员及飞行管理人员的准备程度，航空装备、机场、试验场、飞行管理及保障设备的状态，采取飞行决定。事故调查人员应在实际材料上确定做出飞行决定是否有根据及飞行人员是否适于进行计划的训练。

2.3.1.1　飞行任务的提出

在分析飞行任务的提出时必须查明：

（1）对指挥人员、飞行人员及飞行管理机构提出飞行任务是否符合飞行教范的规定（收听提出任务的录音）；

（2）提出任务时，飞行指挥人员、工程技术人员及保障部队的代表是否在场及他们是否明白；

（3）是否有意见和建议，及怎样在部队以后的工作中实现；

（4）部队指挥部门及各部门采取的组织飞行方面的措施及是否对其实施进行监督；

（5）是否有时间按计划的措施进行工作。

2.3.1.2　飞行计划的制定

在分析飞行计划阶段时必须判定：

（1）写出飞行方案的计划表及将其提交给部门指挥员和航空部队领导人的实际时间；

(2) 对每个机组计划的训练是否符合单位(分队)指挥员的建议;

(3) 飞行计划表的批准时间;

(4) 批准的对飞行计划表进行的更改,更改的原因;

(5) 按飞行教范要求为各专业人员制定出计划表摘录及副本的时间;

(6) 是否有使任务复杂化的事实及其原因;

(7) 飞行次要任务的解决及其对解决首要任务或飞行事故结果的影响;

(8) 在各种不同气象条件下的飞行强度可能性计算;

(9) 在使用空域时及飞机再次起飞准备时的飞行安全保障;

(10) 保障飞机和飞行员飞行班次中的最长飞行时间,及为什么导致偏差;

(11) 在一个飞行班次期间使用飞机进行同类型的飞行(只做投弹飞行、空域飞行、拦截飞行等),更换飞行任务种类的原因,及再次起飞准备的计划时间;

(12) 保障通用安全措施的时间间隔计划(检查滑行道及跑道、驱鸟、更换备用电源等);

(13) 编定计划表的正确性。

2.3.1.3 放飞的合理性

确定飞行员(机组)放飞的合理性时应判断:

(1) 机组的定员及飞行的合理性;

(2) 在月(年)飞行准备计划中是否听了飞行训练(任务)的飞行安全检查部分;

(3) 是否许可飞行员(机组)完成该型(改进型号)飞机的飞行;

(4) 是否没有该种准备方面的飞行间断;

(5) 飞行,特别是单飞的一般培训程度;

(6) 是否有再投入使用的准备计划(如果机组按航空兵种飞行安全检查及飞行教范的要求有飞行间断)；

(7) 是否有理论知识及技能水平检查的间断，驾驶技术、导航准备及战斗应用方面的间断；

(8) 健康状态、一般飞行准备工作量及准备程度是否适于允许飞行；

(9) 进行预先准备、飞行前准备的完整性及质量；

(10) 气象条件是否与飞行任务及准备程度相适应。

此时应特别注意：发生飞行事故的飞行员(机组)进行了新机型的实践改装训练，开始掌握新的驾驶或战斗应用技术原理；到新部队，由新的机组成员完成飞行(即使是机组成员之一)，在预先准备时是否缺席及缺席的原因。

2.3.1.4　一般训练情况调查

在分析机组一般训练时应查明：

(1) 进行一般飞行训练的时间及工作进度表分析的时间；

(2) 传达当月飞行训练任务的程序；

(3) 研究完成计划的飞行安全检查(飞行任务)的方法及条件的程序；

(4) 组织新飞行任务的训练(做出任务图及模型、完成计算及准备参考资料等)；

(5) 为已制定的月飞行计划进行理论及实践工作的程序；

(6) 飞行员(机组)在发生飞行事故的当次飞行的预先准备中完成的飞行安全检查方面的训练量；

(7) 进行机组一般训练及检验飞行中的知识与技能的程序。

2.3.1.5　飞行的预先准备情况调查

在评定飞行员(机组)飞行的预先准备时确定：

(1) 由直接指挥员向飞行人员提出的飞行任务的规模及内容是否符合飞行安全检查的要求；

(2) 按飞行任务提供给机组的进行预先准备的时间;

(3) 划分给单独训练、在练习器上及在飞机座舱中训练的时间;

(4) 向发生了飞行事故的机组提出任务的程序;

(5) 向机组下达任务时所指明的飞行任务的特点;

(6) 通用的及具体飞行任务的安全措施是否传达到飞行人员,包括发生事故的机组;

(7) 是否有飞行员(机组成员)提出不能完成下达的飞行任务的报告,这些报告(如果有)的动机及飞行员(机组)的直接领导在这种情况下进行的处理;

(8) 组织及进行发生飞行事故的机组(飞行员)训练的负责人;

(9) 进行单独及分组(如果有此计划)检验机组预先准备程度的负责人。

2.3.1.6 飞行前准备的组织

在检查飞行员(机组)飞行前准备的组织时必须:

(1) 评定飞行前准备的内容及规模,其是否符合飞行教范的要求;

(2) 确定事故机组在准备具体飞行时使用了什么信息(什么指令);

(3) 进行飞行前准备全过程计时,以确定每个机组成员完成的具体时间;

(4) 确定检查飞行前准备的负责人;

(5) 判断天气侦察的质量,是否将特殊气象条件传达给飞行人员及工程技术人员,是否传达了根据实际的气象及鸟类活动情况判断结果而更改飞行计划表;

(6) 检查提供给机组的按飞行计划表接收航空装备,在座舱中准备工作位置、起动、滑行、起飞的时间长短。

2.3.1.7 飞行组织计划的综合分析

对下述几方面进行分析、判断。

(1) 分析飞行员(机组)是否遵守作息制度以确定飞行事故原因与飞行员(机组)身体及精神的工作能力状态可能的关系。

(2) 最详细地(按小时)研究发生飞行事故前一昼夜的飞行前状态,通过研究部队作息时间表,询问指挥员、同事、家庭成员、同志及其他与机组有直接接触的人员收集必要的信息。此时弄清所完成的勤务及飞行工作的特点、强度及持续时间。注意获取那些表现出飞行员(机组成员)的习惯,飞行员对所完成工作的态度、工作质量、动态,此时消耗的体力和精神因素可能的作用及其承受能力等的资料。

(3) 研究就餐时间表、就餐地点、菜肴组成。就餐间隔应符合作息时间表。弄清日常生活条件、家庭成员、家庭关系、家中是否有人(特别是孩子)生病,是否有高兴或悲伤的日期、纪念日,注意是否有饮酒或无人监督服用药物的可能性。统计轮休或在飞行员招待所休息的时间及地点。由其工作态度多方面确定飞行员的状态。弄清近期是否有可能影响精神状态的事件(遇险、工作变动或家庭状态、变动、亲近的人生病或死亡及其他)及其重要性,特别注意它们使精神受创伤的作用。

(4) 详细分析勤务及飞行负荷,飞行前的素质及承受力,此时应用飞行记录本、勤务鉴定材料、飞行指挥人员日志、医务检查资料,客观监控装置及指挥员及同事的意见。特别注意完成飞行任务的质量降低的情况,这些情况可能与疲劳、慢性病加剧、职业动力下降等有关。

(5) 在取得的信息的基础上确定飞行前的实际作息及给养状态,并确定完成勤务工作、飞行前休息及饮食的时间、条件和质量。飞行安全检查及飞行教范确定了机组在一个飞行日中的飞行次数及总的飞行小时。

(6) 飞行前的休息时间不应少于规定,包括:飞行前一天提供给飞行人员的睡眠时间;与上一飞行日飞行的间隔时间;夜间及跨昼夜飞行前和第二个昼间飞行前的补充休息时间;飞行人员的轮休间隔时间。

必须注意到,飞行前状态的破坏经常是事故的独立原因,但在大多数调查的情况下要查明其辅助作用。必须特别研究机组成员的社会福利生活条件,其物质收入及其与家庭状况的关系。

在判断组织飞行中发现的缺陷对飞行事故的产生及结果的影响时,调查人员应查明违规、疏漏、与文件规定的要求的偏差、未及时或未完整地完成工作或任务的事实,并确定每种缺陷对飞行事故产生及结果的影响。

飞行事故调查实践表明,单独研究组织缺陷的事实不能确定为飞行事故的单一的原因。因此,对于调查人员重要的是确定这类或与该事实接近的组织缺陷的体系。客观地证明的体系缺陷可能是飞行事故的原因之一。此外,不同方向的独立缺陷可以形成体系(例如,飞行员培训中的缺陷,飞机飞行准备保障中的缺陷,违反飞行无线电技术保障地面设备检查工艺等)。

在分析每个缺陷时合理确定其出现的原因,该缺陷是其他什么现象的结果,在完成什么工作时(由于未完成或未完全完成功能)及谁造成了缺陷,缺陷如何影响或可能影响飞行事故的事实。

在证实组织缺陷与飞行事故的联系后,调查人员应将其列入因果关系图,并在以后应将飞行事故的原因具体化方面研究这些缺陷,在编写调查材料时指出所有发现的组织程序的缺陷并指出将来杜绝它们的合理途径。

2.3.2 飞行员(机组)的飞行准备程度分析

在飞行事故调查过程中判断飞行训练水平及该种训练受训程度时研究:飞行员(机组成员)的个人卷宗;飞行员(机组成员)的

飞行文件;飞行计划表;客观监控材料;由飞行试验场来的通报;气象通报;飞行计时;机场及试验场的飞行指挥员日志;飞行人员错误行为报表。在个人卷宗中分析反映其飞行质量、工作能力及经验的业务鉴定,尽管少见,但也能遇到在个人卷宗中有不同指挥员给出的相互矛盾的飞行鉴定。因此,研究所有鉴定,必要时做需要的摘录,比较它们,对得出该机组成员的正确结论很重要。

研究个人卷宗时,与分析飞行质量同时,必须仔细研究飞行员的个人特点(他多快掌握飞行原理,在采取决定时的冷静镇定,行为的条理性、纪律性、诚实及正直),对研究在特殊情况下的行为有重要意义,如果来自鉴定材料及飞行评述的信息与飞行事故有关,制作其副本,附于调查材料之中。

根据飞行记录本与飞行表、飞行计划表、气象通报、客观监控材料,来自飞行试验场的通报、机场及试验场飞行指挥人员日志、计时报表、飞行人员错误操作统计表综合检查及分析飞行训练水平及该种训练的受训程度。所研究的训练种类的受训程度一定要记录。

2.3.2.1 机组的飞行培训水平调查

为正确确定机组的飞行培训水平,必须检查:

(1) 是否有许可、何时及由谁给出许可,气象条件是否适于该许可;

(2) 培训的方法步骤、教官、教官数目、教官的培训水平;

(3) 根据客观监控材料确定在进行该种训练时完成飞行的数量和质量;

(4) 按客观监控材料、飞行指挥人员日志及飞行人员错误操作统计表分析所犯的错误;划分驾驶及战斗应用技术的考核、应特别仔细分析发生飞行事故的训练类型的考核,这不只意味着了解一般的飞行评价及再次考核的结论,也意味着在这种分析中证实有关飞行员训练的信息,确定这些考核是否符合指导文件的要求,

检查记录了什么意见及怎样排除允许的差错(一定要使用机载记录器);

(5) 该训练种类的所有飞行,如果个别飞行单元或整个飞行被评为“及格”或“不及格”,则弄清原因,及确定考核人员为排除所发现的缺陷而进行的处理,在这种情况下通常让飞行员在战斗教练机上补充飞行,因此,必须确定进行了这类飞行及其完成质量、每次补充飞行的评定方法的正确性;

(6) 该种训练的受训程度(最近一次飞行的日期,最近6个月内的飞行规律性;是否有间断及恢复失去的技能的方法);

(7) 1年内各种训练的受训程度(按月、按气象条件,按飞行时间等);

(8) 是否遵守各类飞行训练规定的飞行时间定额;

(9) 在训练设备上进行各类训练的受训程度——如果使用模拟练习器。

在研究机组成员的飞行文件时发现在其训练中有严重缺陷及疏漏的情况下,必须分析该部门(部队)其他飞行员的训练,以确定这种现象是偶然的或是在该部门(部队)中已形成的飞行人员教学及训练体制的问题,在发现飞行训练中的缺陷时必须深入、全面地揭示其原因。为此,要由部门(部队)飞行领导人员合理检查指挥员的组织飞行工作方面的主要规定及文件要求的知识,业务技能及个人素养,在这种情况下,在结论中说明有关该部队的飞行训练方法的特别意见。

在研究个人飞行质量时,分析其与发生的飞行事故之间的联系。这种联系通常是间接的,尽管在个别情况下,飞行员的驾驶技术特点或采取相应决定的能力,机组中的关系构成形式或与飞行领导组的关系可起到单独的原因的作用。为解决这种问题必须有以与飞行员的指挥员、同事谈话,分析个人卷宗、飞行文件、医务记录本及客观监控材料为基础的个人素质的内容充实的评述。

专门评定飞行员的对于飞行活动来讲重要的个人特征时,应注意从其他方面检查个人素质缺陷的可能性。

2.3.2.2 机组指挥员、指挥组、教员的飞行准备程度调查

在分析作为机组指挥员、指挥组、教员的飞行准备程度时,必须检查:

(1) 机组(飞行员)改装训练该型飞机的期限及地点,理论及实践改装的评定分数;

(2) 在该型飞机上的飞行持续时间;

(3) 是否有该种训练的许可及方法步骤;

(4) 最近6个月内各种训练及该种训练飞行的规律性;

(5) 是否有间断及恢复失去的技能的方法;

(6) 在飞行事故前最后一次该种飞行训练的日期;

(7) 该种飞行训练的考核日期、考核人员的职务及完成飞行时的气象条件;

(8) 根据客观监控材料,检查最近6个月完成该种飞行的质量。

2.3.2.3 预先准备的质量调查

在分析预先准备的质量时检查:

(1) 进行预先准备的时间和地点;

(2) 根据飞行员工作笔记及录音、检查部队指挥员(飞行大队指挥员)下达的飞行任务及其时间、地点;

(3) 大队指挥员(中队指挥员)下达具体飞行任务,下达任务的时间和地点,传达完成任务的内容及程序、安全措施,在训练设备上或飞机座舱中进行训练的题目、单独训练任务。

2.3.2.4 单独飞行训练质量调查

在分析单独飞行训练的质量时检查:

(1) 完成任务的步骤及次序的研究;

(2) 飞行单元完成的技术、可能的差错及飞行员预防及排除

差错的行动的研究；

(3) 为执行任务所必需的计算的完成情况；

(4) 在完成具体飞行所必须的范围内对气体动力学、气象及航空装备使用维护的研究；

(5) 通信设备及无线电技术设备使用程序的确定；指挥传送区及进行无线电通信程序的确定；

(6) 在飞行中机组内相互协作及与其他机组、机群、指挥所相互协作问题的研究；

(7) 安全措施及在飞行中特殊情况下的行动研究。

2.3.2.5 飞行准备质量检查情况的调查

在分析飞行准备的检查质量时检查：

(1) 完成飞行任务的内容及程序；

(2) 飞行诸元的完成技术，可能的错误及预防错误的行动；

(3) 在完成飞行任务所必须的范围内的空气动力学及航空装备的问题；

(4) 安全措施，在飞行中特殊情况下的行动；

(5) 机组内部、机队内部以及与其他机组、机队和指挥所的相互关系问题；

(6) 是否遵守确定飞行规则的教范、细则及指令的要求。

2.3.2.6 飞行前准备质量调查

在分析飞行前准备质量时检查：

(1) 按飞机飞行使用指南接收航空装备；

(2) 按飞行任务在飞机座舱内进行训练；

(3) 根据录音机的记录，检查当时飞行前指令的完整性；

(4) 气象条件是否适应飞行任务。

在判断飞行员的飞行准备程度时做出有关飞行员(机组)实际准备程度的结论。调查人员研究所有飞行准备过程中的缺陷和偏差。给每个缺陷以评定，确定其在与飞行事故有关的事件及因

素逻辑关系中的位置。特别注意驾驶及战斗应用技术的质量及其修正方面的意见，以及给飞行员（机组）的建议和指示的实现。

由缺陷的原因及后果的研究结果，调查人员指出，这些缺陷影响了或可能影响了飞行员哪些方面的飞行准备程度（知识、能力或技能）、它们与飞行事故可能的联系。

在形成飞行员飞行准备程度的结论时指出：飞行训练水平；各种飞行训练的受训程度；理论培训水平；发生了飞行事故的该次飞行准备完整性；任务与飞行员训练水平是否相适应；缺陷对飞行事故产生和发展的影响。

2.3.3 飞行人员在飞行中的差错的确定

通过将表明所完成的行动的资料与标准及工作方法的文件要求相比较，发现飞行人员的差错，完成有关发现飞行人员差错的研究步骤包括以下几项：

(1) 处理客观监控装置记录的飞行信息。

(2) 分析其他信息源（记录说明、目击者的证词及其他）。

(3) 编写子系统行为周期表“飞机－飞行员－飞行指挥员”，将所有原始资料同时列出，并在飞行航迹上标出子系统工作中的所有偏差、机组内外的通话。

(4) 将飞行人员的实际行动及飞行参数与标准、方法文件中给定的外部条件相比较，从中发现偏差。按其特征确定偏差现象的特点，并发现对特殊状态的产生和发展有影响的错误；在分析由不同信息源获取的资料的基础上，编制所发现的飞行人员差错的列表。对于每项错误，指出其所违背的标准文件、项号及每个偏差的开始和结束时间，对每项发现的飞行人员的差错及其对特殊状态的产生和发展的影响做出描述。同时列出航空系统所有单元工作中的偏差，并将它们按时间顺序排列。必要时行动可以以单独操作的形式说明，为便于分析飞行人员的行动，编写带有这些行动

的指令算法及实际算法说明的表格。

(5) 评定飞行中的快速反映。每项所分析的行动(操作)都归于几个阶段:发现—采取决断—完成—检验。

(6) 判断飞行人员与飞行指挥人员的相互协作。

(7) 分析飞行员(机组)操纵飞机的行动。

2.3.4 按机载记录器的记录判断飞行员(机组)行动的方法

飞机机载记录器的装备,为在事故调查中进行人的因素分析提供了技术可能性。机载记录器拓宽了进行飞行员在飞行中的活动及状态的心理生理分析的可能性。确定飞行中特殊状态的产生、发展及结果的因果关系,并在此基础上制定有效的预防措施与完善在“飞行员 - 飞机 - 环境”体系中对飞行员活动的客观监控方法密切相关。

研究由五个阶段组成。

第一阶段,确定应研究的飞行段(单元),它借助于收集驾驶、起飞及降落图的信息特征来求得。地面客观监控装置(拍照监控仪、电视摄影机、磁带录像机、录音机及其他)可以作为补充信息源。此外,发现偏离任务、飞行参数超出使用边界的情况。

第二阶段,为判断特殊状态下的飞机性能及飞行员的操作,确定一个特殊状态到另一个的转变时刻。已知每个特殊状态有自己的基本信息特征。

根据飞行员驾驶守则(机组指南)中所述的每种特殊状态所固有的机载记录器信号特征,确定特殊状态的特点,其进行条件及其他一些与其有关的情况。

为将机上情况具体化,使用无线电通话(语言本身)、舱音记录,伴随语言的“背景噪音”中包含的声音信息。它可以确定特殊状态的不良因素(缺氧、过载、座舱失去密封性、颠簸、振动及其

他)是否对飞行员产生作用,及是否接通声音告警器,声音告警器是否报警。

为将特殊状态的产生具体化,必须分别比较分析完成类似飞行任务的技术及驾驶特点,发现可能的飞行作用因素以及环境的影响,大小及方向,确定飞机系统中是否有装备失效及其对飞行员的身体及心理状态的可能的影响。

第三阶段,研究对特殊状态中飞行员的活动及作用进行职业性判断的可能性,及飞行员的行为是否适应已产生的情况。

在这个阶段研究无线电通话记录和舱音记录材料,可以就以下问题修正对飞行员(机组)的行动及作用的一般判断:

分析语言活动(语义与状态报告的相符性及其他);

在特殊状态下的语言通信特点(提出无线电通信的时间、空中(线路)占用率,不成功的尝试无线电通信);

由于进入时间相同,而未收到地面指令;

单独作用的持续时间,采取决定及行动的备用时间。

在分析飞行员行动的适应性时,发现在其差错行动的因果关系中人的因素的作用占据了特殊位置,为此,在发现个人因素作用,其行动及差错原因时,将主要注意力集中于所研究的飞行员的活动的个人心理状况,生理的、业务的、身体的及心理的特点。

在研究人的因素对错误原因的影响时,查清综合技术设备及条件对人的可能的影响、工作的内容及组织是否适应人的心理可能性。为此,将得到的资料与标准技术文件及人的行为和心理活动中的心理生理规律相比较。由于飞行事故既有规律性又有偶然性的特点,可以看出,没有判断人的活动的必然的标准。

那么就进行实验研究,以得到关于在那些接近现实的条件下人的活动心理生理可能的资料。这通过在模拟练习器上、在飞行中或在试验台上的活动来进行。

根据对以下方面的判断,将飞行员的状态和工作能力具体化:

(1)情绪紧张程度的变化;

(2)在特殊状态(缺氧、座舱失去密封、过载等)的不良因素作用后的心理生理指标;

(3)获取一些飞行员生理资料(呼吸)的可能性。

第四研究阶段,按机载记录器的资料研究飞行员的状态及活动能力的检验特征。根据人的活动的一致性观念,研究统一中的两个形式:外部形式,通过对由机载记录器记录的飞机操控部件的作用研究,以及内部形式,通过无线电通信的信息研究。

反映飞机操控部件的作用的机载记录器参数,充分可靠地间接表现环境的不良因素的作用,功能状态的心理生理改变可能是这些不良因素作用的结果。

这些或表征出已产生改变的状态特征的另外心理生理变化,可以根据语言的生理 - 声音特点得到,属于可识别的状态有:缺氧、过载作用、压力突降及其他单独的或组合的因素。

在该研究阶段发现语言的生理 - 声音特点及活动的运动诸元,它们可以作为判断心理生理状态的检验特征使用。

根据机载记录器的资料获取的信息可以作为表征飞行员在缺氧作用下生理心理状态变化过程的信息检验标志。它包括:

(1)运动标志(在俯仰、倾斜通道对驾驶杆的作用及其他);

(2)生理 - 声音特征(语言速度、语言回答等待周期等);

(3)根据语言的生理 - 声音分析结果进行排序,并给出语言速度,回答问题的等待时间,接通及断开无线电发射机按钮说话前、后时间间隔指标的曲线图。

第五阶段,确定摆脱紧急状态的进程,其程序与上述类似。

2.3.5 飞行管理(空中交通管制部门)人员准备程度的调查分析

在研究对飞行指挥提出的任务及对指挥准备程度的检验时,

调查人员必须分析飞行管理人员准备的全过程。为此，在初步训练阶段必须研究下达飞行任务的情况，飞行管理人员的单独训练，飞行管理人员在综合练习器或在工作地点的训练，飞行管理人员指挥飞行的准备情况等。

2.3.5.1　飞行管理人员准备工作调查

在研究任务的下达时，应弄清下达的飞行管理人员的飞行指挥任务及飞行管理人员与飞机机组一起按任务进行准备的情况。

在分析单独训练时应检查：单独训练的规模及内容；单独训练的形式及所使用的文件和教材；进入飞机的机组与飞行管理人员一起训练的情况；按飞行管理进行练习的题目及持续时间(其中包括失事的飞行)。

在分析对飞行指挥准备程度的检验时必须弄清：进行单独及分组检验飞行管理人员飞行准备程度的地点、时间及责任人；飞行管理人员所完成的题目及得到的评价；检查人员及对飞行管理指挥飞行准备程度的结论；每个飞行管理人员在遇到飞行事故的机组执行任务时，对使用空域规定的了解情况；在指挥机组时对安全措施的了解及遵守情况；每个飞行管理人员的飞行准备工作笔记上是否有必要的记录(计算、图)及检查其准备程度的人员的签名。

飞行管理人员指挥飞行准备单元的分析结果应是有关其管理(指挥)飞行及发生飞行事故的机组的准备程度的结论。

2.3.5.2　参与飞行工作的合理性调查

在分析允许飞行管理人员(空中交通管制部门)及飞行保障装置参与飞行工作的合理性时检查以下问题：

(1) 健康状态(空勤人员健康委员会结论，预防性检查，诊疗，休假，是否遵守作息制度，飞行前医务检查)；

(2) 飞行指挥的一般培训(理论培训、实习、飞行指挥许可、考试期、考察训练、飞行安全方面的专门课程)；

（3）指挥该飞行日的准备（准备的完整性及质量，在工作地点的练习，飞行管理人员的准备水平是否符合所进行的飞行的复杂性，气象条件是否与准备水平相一致，是否适应管理及监控装置保障）。

2.3.5.3 飞行管理人员工作分析

在分析飞行管理人员的工作时，应评定他们中每个人的培训水平、受训程度及在各飞行阶段指挥机组工作中的协调一致性；每个参与指挥遇到飞行事故机组的人员个人职业素质及心理素质；健康状态和工作能力水平；飞行管理装置的保障程度，飞行管理人员在职责范围内对其的了解；管理装置的使用程度；管理（指挥）发生了飞行事故的机组的飞行。研究培训水平、受训程度及工作中的协调性、管理（指挥）的可能性，以全面评价飞行管理人员管理（指挥）飞行的能力。此时必须研究：

（1）每个飞行管理人员任职时间长短；

（2）每个飞行管理人员完成的飞行班次数；

（3）指挥许可（允许其指挥的飞机数目、训练号及气象条件）；

（4）指挥员（主管）关于每个飞行管理人员指挥飞行准备程度的结论；

（5）指挥飞行的中断，中断的再许可的程序；

（6）飞行管理人员对飞行管理技术装备的了解水平，在练习器或在工作地点训练的体系及质量。

根据统一到一个时间体系中的客观监控资料（飞行管理及监控技术装备屏幕照片，飞行管理人员与机组的无线电通信，机组内部通话等）判断飞行管理人员（空中交通管制人员）在紧急状态产生和发展时的行动。必须确定：

（1）在紧急状态产生和发展期间，所有飞行管理人员的行动顺序（管理飞机机组的当事人的行动）；

（2）每个飞行管理人员管理的飞机机组数目，包括管理失事

机组的人员；

（3）飞行管理人员下达的指令（管理指令、通报指令、禁止指令等）；

（4）这些指令是否适应飞行阶段及飞机机组的综合情况，飞行管理人员对遭难机组提供帮助的行动（指令）；

（5）飞行管理人员在管理中所犯的错误及其对紧急情况的产生和发展的影响。

如果有若干差错，则必须分析与机组及其他飞行管理人员行动的相互关系，并区分出其中主要的、是机组错误行动（无作为，迟了的行动）的原因的错误。

2.3.6 再现特殊状态的产生和发展进程

绘制特殊状态产生及发展的流程图。特殊状态是在飞行中由危险因素的作用而产生的状态。根据危险程度、特殊状态分为：

飞行条件复杂化（复杂化状态）。在此状态下飞行，无机组的特殊及紧急行动也可以顺利完成。

复杂状态。在此状态下机组和空中交通管制部门人员的能力及航空装备的后备工作能力完全可以防止飞行事故。依靠机组或空中交通管制部门人员及时、正确的行动，防止其转变为紧急状态。

紧急状态。在此状态下机组和空中交通管制部门人员的能力及航空装备的后备工作能力可能不足以防止飞行事故，失去或损伤飞机是最可能的飞行结果。

严重事故状态。在此状态下防止机组（乘客）死亡及（或）失去飞机实际上是不可能的。

在发生飞行事故时，特殊状态一般是由较不复杂向更复杂的状态发展；但可能在一些情况下个别条件不出现而直接发展为下一个更复杂化的状态。

在绘制飞行事故特殊状态发展图时，必须确定各状态出现的

临界时刻。这在进行了所有用以再现飞行事故情况的必要的研究后进行。

消除特殊状态的可能性在很大程度上取决于其发展速度、机组及空中交通管制部门人员采取消除特殊状态的条件及航空装备的功能状态。

特殊状态的发展速度由危险因素出现时刻到复杂化、复杂、紧急或严重事故状态产生时刻的时间判断。

为便于再现特殊状态的产生和发展进程，调查经验表明，研究这条链路由更复杂的状态到较不复杂的状态的方向更合理。

按其出现标志及特点研究每种特殊状态，必须确定时间特性及转变过程分界。调查实践表明，这种关系对于更熟练地分析特殊状态的发展及建立因果关系图（标有时间、通话内容、飞行诸元的飞机运动轨迹图）是必须的，飞机运动航迹分为与按时间、地点确定的特殊状态相应的段。此时每段用相应颜色区分：复杂化状态——绿色；复杂状态——黄色；紧急状态——蓝色；严重事故状态——红色。

在飞行事故调查的某些情况下，可在带有视景显示系统，有全部必要的驾驶仪器及操纵手柄的模拟舱的专门驾驶试验台上模拟飞行进程。此时在电子计算机上了解飞机运动方程，在有活动机组座舱的最现代飞行模拟器上可以近似再现作用于机组的过载及其他飞行感觉源。

2.3.7 飞行试验

在调查组无法有依据地做出与飞行员（机组成员）的错误行为有关的飞行事故原因的决定，及所要求的材料不完整的情况下，可以做出进行飞行试验的决定。

为进行飞行试验，需要军事机关或国家机关飞行试验机构的专家介入。进行飞行试验的任务由飞行事故调查委员会主任确

认,在任务中指出:研究目的;必须回答的问题;进行飞行试验时的安全范围界定;研究结果的提交形式和期限。

进行飞行试验的飞行试验部门领导人以收到的任务组织制定试验程序,准备航空装备和飞行人员。

程序的规模及内容由所要解决的问题及该机构采用的试验(研究)方法决定。程序由提出研究任务的机构领导人批准,在有不同机关的代表参加试验的情况下,所制定的程序必须取得这些机关领导人的同意。

按该机构适用的方法,在指导文件要求的基础上准备飞行人员、航空装备及专用装备。

由飞行事故调查组长委派的人员监督检查是否遵守已确认的程序,完成飞行任务的完整性和质量。

根据飞行试验结果写出结论,送交飞行事故调查组。

2.4 个人因素和人的因素分析

2.4.1 基本概念

2.4.1.1 人的因素

1986年,国际民航组织在227咨询通告中给出定义:人的因素是有关人的科学:关于工作和生活环境中的人,人与设备、程序及周围环境之间的关系,人与其他人的关系;人的因素涉及航空系统中人的所有特征;它经常利用系统工程学框架,通过系统地应用人的科学,以寻求人的最佳表现。其两个相互关联的目标是安全和效率。

根据定义,人的因素的含义的基本要点是:

(1)人的科学是研究人的机体和本性,人的能力和极限以及人在单独工作、与团体一起工作时的行为;

(2)人的因素研究包括人与硬件、人与软件、人与环境、人与

人之间的关系界面,是指人与人之间的交流与沟通,个人行为与团队行为,后来这一概念扩展到个人与所属团队和组织之间的相互影响,以及构成航空系统的各族之间的相互影响;

(3) 人是航空系统中的核心,是最关键的要素,其他要素必须与人的特征相匹配;

(4) 采用系统工程的观点、方法,即人们在相互影响的系统工程领域中工作时,应充分理解他们的目标、方法、困难和限制,积极主动地寻找系统中的缺陷(隐患),有针对性地采取措施,以提高系统的有效性,预防事故的发生;

(5) 航空系统中研究人的因素的目的主要是保障安全和提高效益。

人的因素有正面作用,也有负面作用。正面作用主要是航空专业人员利用自己的经验及专业技能等顺利地履行自己的职能及排除在不利因素作用下所出现的危险偏差等,从而保证了飞行安全。负面作用主要是在工作过程中偶然地,或者由于专业技能低下而自己完成了不正确的或者是错误的操作,从而造成危及飞行安全的后果。人的因素的负面作用在航空系统的所有环节中均有所表现,并且是航空活动中危险现象的主要根源。

研究航空工作中人的因素主要是根据飞行事故(事故征候)的调查。这种研究是用来表述飞行事故的原因,所以在保证飞行安全的问题中人的因素这个概念通常具有负面的含义。在本书中,人的因素的分析主要是针对空勤组在特殊飞行情况下,下决心和实现决心的错误、飞行员操作得不及时或不协调、空勤组各成员之间或空勤组与空中交通管制勤务部门之间协同动作的错误等。

2.4.1.2 个人因素

个人因素的概念反映了错误与空勤组成员的个人特点有关。它包括对具体的人来说是十分固定的、有别于其他人的,健康状况特点及心理和身体素质特点(这些特点在生活过程中和生产活动

过程中会有少许发展和改变）。这里关系到心理性格、操作上守纪律（或不守纪律）及讲道理（或不讲道理）的秉性，以及人的心理和生理特性。

与“个人的”和“人的”因素有关的错误操作的原因分类见图2－1和图2－2。

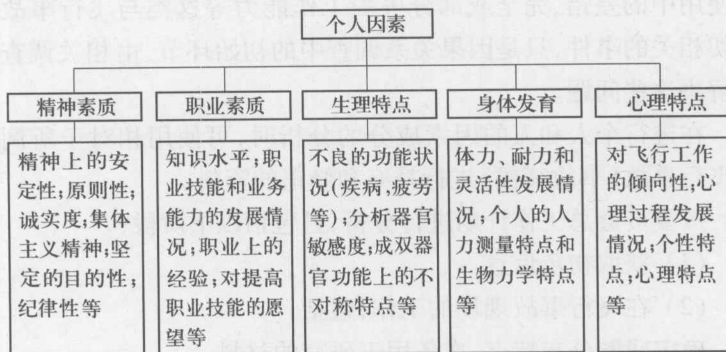


图2－1　根据个人因素划分的飞行人员操纵错误原因

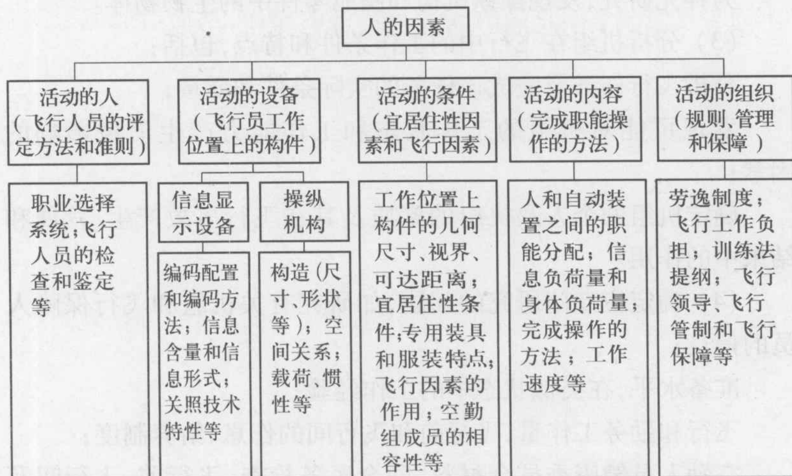


图2－2　根据人的因素划分的飞行人员操纵错误原因

2.4.2 个人和人的因素分析

在飞行事故的产生、发展和结果情况的调查过程中，必须确定既包括个人职业重要素质和实有的工作状态，也包括设备缺陷、工作内容条件、组织缺陷的一系列因素。此时，在驾驶技术、航空装备使用中的差错、完全或部分失去工作能力等这类与飞行事故最密切相关的事件，只是因果关系调查中的初始环节，由相关调查组来解决这些问题。

在进行个人和人的因素成分的分析时，可使用相对于所调查的飞行事故(事故征候)进行补充和修正的资料。

按委员会总工作计划进行分析，且包括以下阶段：

(1) 获取初步信息。

(2) 在飞行事故现场的工作，包括：

确定残骸分布特点，准备用于研究的材料；

检查飞行员、装具、生命保障及救生装置；

为补充研究，发现操纵机构和座舱零件中的生物物体。

(3) 分析机组在飞行中的工作条件和特点，包括：

分析飞行任务及完成该任务的实际条件和质量；

发现可能对机组的工作状态和工作能力产生消极影响的因素；

确定机组的个人及机组的素质及其在飞行事故产生、发展和结果中的作用。

(4) 确定应专门研究的问题，如研究有关机组和飞行保障人员的信息：

准备水平，在类似状态中的工作经验；

飞行和勤务工作量，飞行前和飞行间的作息、给养制度；

空勤人员健康委员会材料，联合医务检查、飞行前、飞行间及飞行后医务检查材料、有关患病率的信息；

职业的、社会的及心理生理的特点；

关于进行专门考验和训练及耐受力的资料；

社会日常生活条件，在家中及与同事的相互关系。

(5) 进行医学鉴定和专门研究（在必要的情况下），包括：

进行医学鉴定的理由及提出问题；

参加研究，分析临床、心理诊察和法医鉴定材料；

对客观监控装置的资料进行心理生理分析；

对无线电通话进行生理—声学研究；

模拟飞行事故的条件和情况，在练习器上或飞行试验中对机组进行心理生理诊察；

对研究对象进行病理生理学、毒理学、医学痕迹学研究；

总结工作结果，准备结论，制定预防性措施。

2.4.2.1 获取初步信息及准备调查飞行事故

在取得信息的基础上，参加调查的委员会成员应尽可能完整地写出关于飞行事故的特点、情况及直接后果的报告，以便制定所面临工作的计划，引入必要的专家及在事故现场工作所必须的技术装备。

2.4.2.2 在飞行事故现场的工作

在该阶段向遇难者提供医疗帮助，及采取一系列与研究飞行事故后果有关的专门措施。

向遭难者提供医疗帮助及将他们送往医疗单位通常委派给部队（兵团）医务部门主官，由其调集航空技术部队的医务人员和医疗工具。如果在调查委员会人员到达事故现场前，搜索－救援工作尚未完成，则参加调查的医生必须参加此项工作。

在事故现场提供必要的医疗帮助过程中及在医疗单位中研究机组（乘客）受伤的特点和原因。在对事故现场进行总体检查时应注意装备的破坏形式和程度，地面及其上分布的建筑物的损伤特点，以及一切可以提供飞机坠地特点的征候。这对于了解紧急

状态最后阶段的一些情形，及最充分地确定机组在飞机与地面或其他障碍物相撞时受伤的原因。在机组人员死亡的情况下，通过详细检查和拍照，确定尸体在飞机残骸中的分布。此时标出那些可能是引起伤亡的原因的结构元件和零件。

航空医生与工程部门的专家一起检查机组的装备、个人及机载生命保障和防护装置。此时记录这些装置在该时刻的实际状态（开关和接头等的状态），以及标出那些表明在飞行中可能的故障或不正确使用的标志。

在检查座舱设备时必须注意生物体可能进入某些零件和结构（特别是操纵机构）中，在最开始记录这些物体的分布是很重要的，因为在许多情况下，它们在确定与地面相撞前最后一刻飞行员的姿式和行动时起很重要的作用。同样要由座舱的零件上发现所有痕迹（例如，密封增压头盔或防护头盔上的压痕和刮痕，头盔在座舱盖玻璃或仪表板等上造成的油漆痕迹）。这可以了解一些机构对机组的伤害，其中特别是在空中时使机组受伤，所有上述零件、物体及痕迹都应补充研究。

此外，分析机组在离机时及在地面降落或在水面降落后的行动。此时研究机组的救生、防护、生命保障装置的使用特点，提供自我帮助及相互帮助的问题，以及搜索－救援工作和最初医疗帮助的效率。

2.4.2.3 分析机组在空中的工作条件和特点

分析的主要任务是确定完成飞行任务的客观条件，机组行动的内容和动机，及其与各种状态的产生、发展和结果的联系。

通过顺序再现飞行，发现和判断机组、飞行管理（指挥所）人员的决定及操纵作用，做出关于降低职业可靠性的可能原因和机理的各种解释，用各种方法证明推出的解释等来进行分析。

为进行分析，必须查清训练教程、飞行员驾驶守则（机组守则）的要求，完成任务的方法及其完成的实际条件：气象和空中情

况、航迹及飞行剖面、所完成的特技和机动、飞行过载值及其方向和持续时间等其他信息。该工作与专家组一起进行,包括用专门图解说明机组与操纵机构和飞机信息反映系统,其他机组、飞行管理(指挥所)人员的相互作用并分析出飞行作用因素,判断工作最复杂、紧张的单元及其对完成飞行任务的质量的可能影响。

在分析机组的行为时,首先必须清楚地划分出总目的及在每个飞行阶段应达到的中间目标,特别注意并行活动的完成:驾驶和军械操纵系统的工作、进行空中和地面侦察等。然后采用结构时间或逻辑时间分析方法,包括将飞行按运动和操作组分分解为微单元,按完成每个操作的顺序和时间分解到信息感知、判断、采取决定及其实现等阶段,为此使用机载及地面飞行数据记录器资料、无线电通信记录及其他信息,将其在统一时间基准展开的总图中标出。

以以下形式总结和比较所得到的信息:

(1) 统一计时;

(2) 机组的行动及所要求的目的(用分析方法确定);

(3) 机组行动的实际内容和顺序(根据机载记录器资料及其他信息源确定);

(4) 飞行轨迹及飞行参数的改变(根据机载记录器的资料及其他信息源确定);

(5) 飞行作用因素(用计算和分析方法确定);

(6) 无线电通话的内容及通信所属的具体人;

(7) 用计算及分析的方法确定机组得到的信息(看的、听的、活动的等)的内容和信息源;

(8) 在每个飞行阶段机组的工作量和信息量(用计算和分析途径确定)。

在进行分析时解决以下问题:

(1) 确定(排除)飞行事故的产生、发展和结果与机组和飞行

保障人员的行动(或无行动)的联系;

(2) 判断客观条件和飞行因素(缺乏时间和信息、飞机的人机工程特性不足等)对机动行动可靠性的可能的影响;

(3) 判断机组的个人特点在所调查的情况中的作用。

由于必要的信息部分不能用现有的记录装置获取,在分析过程中使用飞行人员及其他有该型飞机使用和飞行保障经验的专家的鉴定评判。为确定系统和设备的人机工程特性的影响,在许多情况下合理使用航空装备的设计和试验的军事科学跟踪材料。

2.4.2.4 研究关于机组和飞行保障人员的信息

研究目的是确定机组的工作状态和行动可靠性下降与他们的职业素养、飞行组织、保障实施以及机组和飞行保障人员的个人素质、健康状态中的不足的可能联系。

为研究使用:飞行和医务文件,勤务和飞行鉴定,心理生理检查的资料,客观监控资料,询问指挥员、同事、家庭成员、事件目击者的报告和材料及其他信息源。

在分析过程中弄清以下问题:

(1) 机组是否准备好完成所要执行的任务;

(2) 机组在职业品质形成和稳定过程中显示怎样的特点;

(3) 在机组训练时是否注意到这些特点;

(4) 机组过去是否完成过类似的任务,完成质量如何;

(5) 是否有在类似状态下的工作经验;

(6) 是否有降低继续飞行工作、勤务、完成该飞行的动力的原因;

(7) 是否有健康状态偏差,疲劳,工作能力、心理情绪状态下降的迹象及其可能的原因;

(8) 在组织、保障和遵守作息、给养制度中是否有违规;

(9) 进行医务检查和空勤人员健康委员会建议的医疗预防措施的质量和及时性;

（10）调查组斟酌的其他问题。

在取得的信息的基础上写出机组飞行鉴定，进行勤务和工作条件的评述，并分析出那些可能对所调查情况中机组的工作状态和行动可靠性产生消极影响的因素。

在分析过程中确定机组飞行准备内容和水平、实际的飞行前作息情况，及确定飞行前休息、勤务及完成任务的时间和条件。注意机组在该型飞机上的总飞行时间，在类似气象条件下进行该训练的飞行时间，有关在特殊飞行情况下行动方面所进行练习的内容和质量。

根据客观监控装置的资料，与飞行人员和飞行管理人员的交谈，明确过去完成飞行的质量，包括类似的飞行任务。与相应训练水平的机组比较，分析该机组的事故征候和错误行动（不少于半年内），此时确定所记录的错误数目与规定的飞行数（飞行时间）的相对指数，以及错误行为按飞行阶段、训练种类及调查组酌定的其他分类标志，统计的内容及构成。

在以前的飞行中，工作质量的下降不仅可以证明职业素养的不足，也间接证明了潜在的疾病、疲劳、继续飞行工作和勤务的动力下降等。上述偏差的其他间接证据是来自周围的要求仔细检查和客观确证的信息，准确的标志是从给自己治病，转为请求医疗帮助的事实。

在做出有关可能的动力下降的解释时，研究一系列综合信息，包括：年龄、长期服役、升职延误的原因、社会处境、继续飞行工作和勤务的前途，社会日常生活条件、工作中的或其他冲突，以及与相应训练水平的飞行人员的指标相比，该飞行员（机组成员）在过去 12 个月内的飞行时间。

2.4.2.5 进行医学鉴定

调查委员会这一工作阶段的任务是组织飞行员的住院诊察（在事故的情况下）或进行法医鉴定（在严重事故时）。这一阶段

包括在鉴定前根据具体情况特点论证和提出问题,分析所取得的资料,以及确定补充研究的问题。

在调查过程中发现飞行事故与飞行员的健康状态有关时,失事后在医学飞行鉴定的范围内进行飞行员的医务诊查,以解决关于是否适合继续飞行工作及采取必要的医疗和复原措施等问题。

在发生了不幸结果时,为确定飞行员在事故前的健康状态、受伤特点和死亡原因,及确定促使紧急情况严重结果产生的不良飞行因素对人体的作用,飞行员的尸体应进行法医鉴定(病理解剖),使用必要的实验室进行研究,检查酒精、一氧化碳的含量,并在必要时检查其他可能对飞行中的飞行员产生消极作用的有毒物质的含量。

2.4.2.6 分析材料并写出结论

在总结获取的信息及专门研究的资料的基础上,写出关于机组的工作能力、健康状况及其破坏原因的结论,此时不仅确定是否存在这样那样的因素,还要判断其对机组工作能力的实际影响程度。

在确定了飞行中飞行员的工作能力降低(丧失)的具体原因后,弄清其在飞行事故产生中的作用,飞行员工作能力的降低(丧失)可能是最终变成事故的紧急状态发生的直接原因。如果工作能力的降低(丧失)是在由于其他原因产生的紧急情况的作用下发生,它可能会促使情况出现不幸结果。

只有在飞行员的健康状况偏差或心理生理因素作用,导致飞行中飞行员的工作能力破坏(丧失),而引起最后产生不幸结局的紧急状态产生的情况下,飞行员健康状况偏差或心理生理因素作用才可能是飞行事故的原因,在其他情况下则无直接的因果关系。

在飞行员的健康偏差引起对紧急情况条件耐受力下降(在未超出人的允许值)的情况下,这些健康特点可以作为促使飞行事故产生不幸结果的因素研究。

工作以制定预防性措施结束。这些措施的有效性在很大程度上由其在何种客观、完整的程度上发现该事故的具体原因,以及其他促使其出现的缺陷和因素来确定。

2.4.3 专门研究方法

2.4.3.1 研究机组成员的个人心理特点

调查时可能产生在专门科研及法医单位进行补充研究的必要性,专门方法按所用的手段而各有不同,相互补充,综合使用可以提高解决问题的可靠性。

研究目的是确定(排除)机组成员的个人特点与错误决定及行为的联系,为此进行:

(1) 分析飞行员(领航员)的职业心理研究卡片;

(2) 总结无关特征;

(3) 研究文件;

(4) 试验-心理诊查;

(5) 与指挥员、同事、同志、家庭成员交谈。

在所取得的信息的基础上,判断所研究人员的基本重要职业素质:

(1) 职业方向性及行为动机;

(2) 飞行能力;

(3) 在复杂状态下的精神意志稳定性;

(4) 认识过程的发展水平;

(5) 个人特点及性格气质特点;

(6) 由航空心理学家或相关专业的航空医生进行研究。

试验-心理研究从有目的的谈话开始。为取得完整的信息,必须保证心理上与飞行员的良好的接触,互相理解和信任的态度。应注意到,在此期间飞行员的心理状态表现为戒备、恐慌及为自己以后的职业命运担心。因此交谈应采用合理的心理疗法,向飞行

员说明为他的利益建立密切接触的必要性；应耐心消除其某种心理作用的不确定因素，在交谈中弄清飞行员生活中最重要的事件及其日期，导致这种事件的行为动机。弄清个人主要动机，从进入学校的动机开始。

结合及解释这些材料的意义在于确定该飞行员的行动在多大程度上是规律性或偶然性的及其一般行为。飞行员的正确和不正确行为，与社会处境、其在家庭和飞行集体中形成的关系形式、其威信和职务提升以及性格特点间有怎样的联系。有时飞行员坚持认为，所做的一切都是应该的，下意识地排斥某些感觉到的性格特点。运用心理学的方法正确建立交谈，帮助他再现所有状态，注意有些非常重要的细节。

这些，在进行交谈的基础上，心理学家第一步可以做出关于飞行员职业动力的强度，其关系体系中是否有这样或那样使其陷入不利状态的冲突区，或最近有无伴有强烈精神感受的高兴的事件等的结论。第二步，心理学家由交谈写出关于飞行员的性格特点、其才智和心理生理状况的初步结论，很好地判断遇到困难时表现出的意志品质、喜欢冒险及自信的程度，主动性、努力创造或是只想按示范工作等。在交谈过程中注意到那些反映了被调查者性格特点、精神意识境界及认识活动（注意力、思维、灵敏性及其他）等的与众不同的行为表现。注意其语言的语法层次、速度、回答问题的相符合程度、精神反应特点、手势、姿态等。

必须记住，心理学家在错误或失事原因调查情况下发现的飞行员认识反应下降可能是由状态造成的，因此这种诊查的结果应与其他信息结合上下文判断。

心理学家借助“人品研究标准化方法”及“未完建议”测试、弄清性格、气质特点和个人关系形式，人品研究标准化方法测验可以确定个人结构组分，精神紧张反应类型，人的适应及调节的可能性，在诊查时及活动中的心理状态特点。

划分出一系列对于飞行工作不利的典型个人心理特点，首先是过分自以为是，不愿接受批评，过于固执，表现为因无关紧要的理由而反应过度，还必须注意这样一些性格特点：孤僻、多疑、喜欢“陷”在争论的情况和一些并不像表面看来那么重要的问题中与人争执。高度忧虑、过分容易难过，有对自己的能力估计过低的倾向——这些品质降低飞行员面临紧张状态的稳定性。

在飞行机组互相协作时，这些品质表现得最明显及不利。

分析人品研究标准化方法的资料应与飞行员职业动力结论相比较进行，其职业动力既由飞行员自己在交谈中评判，也借助于总结无关联特点而得出。

2.4.3.2　根据客观监控装置的资料对研究对象进行心理生理分析

利用机载及地面客观监控装置的资料，以得到关于机组工作能力的信息，根据飞行任务特点和飞行作用因素判断机组的行为。

在分析过程中查明以下问题：

（1）飞行条件和因素（高度、过载、速度等）；

（2）机组的行动及飞行参数保持质量是否与任务相符合；

（3）飞行员控制身体移动的生物力学特点（幅度、速度、完成移动的时间、肌肉力量）。

通过将所分析的记录与标准相比较，研究飞行员的行动是否适应飞行任务。

根据客观监控装置的资料，与其他方法综合，利用信息特征进行工作能力的评估。

2.4.3.3　生理－声音研究

研究飞行员的无线电通话记录和舱音记录是对记录中包含的语言和声音信息的专门研究，以获取对于判断机组在飞行中的状态，其活动和行为特点以及特殊状态的特点所必需的客观信息。

方法可以判断无线电通信或舱音记录谈话的语义，飞行员在

飞行中及在紧急状态下的精神状态变化，核准单独因素对飞行员（机组）的作用（紧急情况、内部及外部环境不利因素产生时刻），语言活动（思维－语言过程）的效率和目的性。为此发现和判断：

（1）语言通信的破坏（无回复、长时间沉默、转移飞行员进行无线电通话的注意力时刻及其他）；

（2）是否有答非所问及不适于飞行中的情况（仪表指示）的回答；

（3）是否出现未说明理由的、任意的、不确定的联络；

（4）无线电通信密度的改变；

（5）天空占用率；

（6）与地面建立无线电联系的不成功的尝试；

（7）由于同时与其他机组通信，飞行员未收到发给他的指令等。

在调查每次飞行事故时以一定的程序收听无线电通信内容并计时。

在科研单位进行无线电通信、舱音记录的专门研究。可能在专门检验前提出的问题包括：

（1）辨别句子或单独的词；

（2）单独句子或字的清晰度；

（3）在飞行过程中及特殊状态下，飞行员的精神紧张度变化；

（4）飞行不利因素和特殊状态（氧气不足、由于座舱失去密封而导致的气压下降，大的过载、振动、抖动、受伤等）对飞行员（机组）起作用的可能性；

（5）飞机座舱内的声音情况（接通舱内的电门声、报警信号声、无线电信标声等）；

（6）紧急状态产生前和紧急状态中的语言通信特点（在感兴趣的飞行段无线电通信的密度和用户数，飞行员转换进行无线电通信注意力的时刻及持续时间）；

(7) 飞行机组、地面指挥所内部及他们之间的语言协作特点。

在分析由无线电通信、舱音记录研究结果所得到的资料时，不能只基于某一个特征及事实判断飞行员（机组）的心理状态、行为、动作以及紧急状态的特点。必须考虑到所有在飞行事故调查过程中取得的材料来解决这些问题。

2.4.3.4 模拟飞行事故的条件和情况

为研究飞行员（机组成员）的个人心理和心理生理素质以及判断客观条件（缺乏记录的时间和信息、飞机设备的人机工程缺陷及其他），对所完成行动的可靠性的可能影响而进行模拟。根据调查任务，既要考察进入紧急状态后的飞行人员，又要检查相应训练水平的参考机组。模拟通常在专门的科研机构中进行。

在调查过程中必须考虑到，人对一系列情况，特别是真实的生存威胁的心理反应的足够准确的再现，在试验条件下远非随时可行，这对在调查时使用模拟飞行事故条件和情况的方法加上了一定的限制。

模拟工作条件与实际飞行的本质区别不只因为任何模型都以一定的假设和简化建立起来，在为进行紧急状态下飞行员行为的心理研究而建立活动模型时，根据调查确定目的和任务。

在解决单独问题同时，应考虑对模拟的总的要求。

第一，必须根据情况最完整地再现所调查情况的客观条件（机组工作位置，显示装置、操纵机构、声音效应），使用相应练习器以达到这些条件的再现。

第二，在模拟时必须重建飞行员的心理活动内容，其行为的动机和任务，如果在模拟时飞行员的任务、其活动动机实质上被曲解，则不可避免地导致行为可靠性评定、神经－精神紧张程度等的改变，此时必须注意心理模型符合现实不能只靠物理模型保障。为了模拟活动符合实际的条件及其心理生理构成，必须分析这些条件并写出飞行员（机组成员）的活动职业化程度，在这种分析的

过程中找出活动的假定的临界时刻,在模拟时加以考虑。

在模拟过程中保持参与试验者的较高的内在动力很重要,通常,保持动力依靠飞行员(机组成员)对研究意义的了解及从好的方面表现自己的自然倾向来保证,除此之外,为保持动力必须遵守两个条件:任务应有足够的难度,使得直到飞行结束,飞行员都保持对最终结果完全成功的怀疑;飞行员接到的单独的任务在他看来不应是荒谬的。

为判断情绪稳定性,最好模拟可以评定人的抗干扰性接受条件。抗干扰性不只是判断飞行员准备程度,也是判断其心理生理素质、神经系统状况的很好指标。为此应模拟时间不足、有互相矛盾的信息,发出使人迷糊的信息及其他情况。

为判断心理过程的灵活性,建议模拟要求很快从一种行为方式转为另一种的活动。为判断有效思维,必须建立有要求在处理不完整的信息后解决问题的状态模型。应在分析不只表征最终结果(职业活动质量),也表现保证实现这种活动的等待的心理内容、反映飞行员心理活动的复杂性的生理反应水平、其神经－精神紧张度等的综合指标的基础上给出模拟结果的结论。

2.4.3.5 病理生理学、毒理学及医学痕迹学研究

病理生理学研究目的在于发现(排除)致死的疾病及身体内其他的在不利飞行因素或紧急状态作用下产生的生前的破坏。通常在按鉴定前提出的问题内容进行尸体的法医鉴定过程中取得用于病理生理学研究的材料。

可以为以下目的进行病理生理学研究:

(1) 鉴别尸体;

(2) 确定潜在的病理状况及年龄变化;

(3) 确定微量生物组织的种类归属;

(4) 根据飞机残骸和零件上的组织和斑点碎屑确定器官种类;

(5) 确定死亡原因和时间(如果产生关于在飞行中飞机与地面相撞前死亡的可能性的推测),例如在死者身上确定有急性的心肌能源缺陷特征,表明死亡是在飞行时发生的。呼吸道中有积炭、轻度浮肿及血中有羧络血红朊证明死亡是由火灾造成的。

生前未辨明的病理状态可能有:

(1) 各种疾病的开始形式;

(2) 生病后的恢复期状态;

(3) 生前很难做出诊断的潜在的病理状态(先天性的或后得的);

(4) 过度的年龄变化。

这些状态可能在生前未出现或症状不明显,没有进行专门诊查的理由。

病理生理学方法在一定的情况下可以帮助发现神经－精神紧张程度,但由于其结果的准确性很大程度上取决于生物材料的反应持续时间和保存条件,而限制了其使用。

毒理学研究方法可以确定一氧化碳中毒,以及身体中的酒精浓度,在调查所有不幸结果的飞行事故时都是必须的,仅在有相关的证据和可能时,在必要的情况下进行为查找其他有毒物对飞行员身体的作用征兆的研究。

借助于痕迹学研究,即研究尸体、衣服、专用装备和座舱零件上的痕迹,可以确定飞行员在紧急状态中的姿势及个别行动(例如工作姿势和弹射起始姿势),机组使用专用装备的一些特点,飞行员在飞行中受伤的征兆、受伤特点及其原因。



第3章 飞机空中解体事故的调查与分析

3.1 飞机空中解体事故的概况

飞机空中解体事故是指由于飞机使用中超过设计载荷、结构强度不够、材料疲劳断裂等原因引起的飞机主要构件在空中破坏导致的飞行事故。调查飞机空中解体事故首先要确定飞机结构是空中破坏还是坠地时破坏,如果是空中破坏,必须进行破坏顺序分析,以从大量二次破坏的残骸中找出最初破坏件。然后,对最初破坏件进行失效分析,从而得出该构件破坏的原因。

调查飞机空中解体事故需要掌握飞机在飞行中主要构件的承载状态,以及构件在各种承载状态下的破坏特征,还需要了解残骸轨迹分析和颤振事故的一般知识。

在机动飞行中,作用在飞机上的外载荷有空气动力、发动机推力(拉力)、飞机重力和惯性力,其中空气动力中的升力和惯性离心力在机动飞行中,不仅数值大,而且变化剧烈,是使飞机承力件产生应力的主要外载荷。因此,在分析作机动飞行的飞机结构破坏的外载荷时,特别要分析作用在飞机上的升力和惯性离心力。

如图 3 - 1 所示,飞机在平飞中作用在各个部件的载荷及其分布。图中 G_1 表示飞机中心之前所有部件的重量;G_2 表示飞机中心之后所有部件的重量;Y_J 表示机翼的升力,它的压力可位于飞机重心之后或之前;Y_P 表示作用在平尾上的升力,如果机翼压力

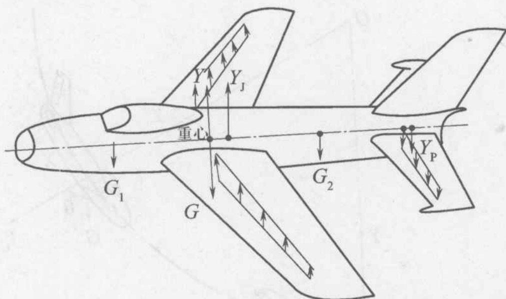


图3-1　飞机平飞时各部件的外载荷分布示意图

中心位于飞机重心之后，则平尾升力 Y_P 必须向下，使总的俯仰力矩为零，飞机保持平飞。当飞机的重心靠后时，机翼的压力中心位于重心之前。有些飞机在中低空大速度和超声速飞行时，飞机附加抬头力矩较大，这时作用在平尾上的升力必须向上，使总的俯仰力矩为零。所以，平尾的气动载荷可看成是飞机处在平衡状态的平衡力。平飞时，如果不计机身上的升力，则机翼和平尾升力之和 Y 等于重力 G，合力的作用点通过飞机重心(图3-1)。或者说，在平飞中，两个机翼上的升力 Y_J 等于飞机重心之前后重量 G_1、G_2 和平尾的升力 Y_P 之和，即

$$Y_J = G_1 + G_2 + Y_P$$

在机动飞行中，飞行员拉杆增加平尾向下的升力，飞机绕重心旋转，使机翼迎角增加，升力增加。推杆时，平尾向下的升力减小或产生向上的升力，机翼迎角减小，升力降低，甚至产生负升力。大表速飞行中，急剧操纵平尾，可使飞机产生的升力达到飞机重量的10倍以上，负升力也可达飞机重量的几倍。

不论升力大于重力还是小于重力，在作用力大的方向上将产生加速度。例如，飞机俯冲拉起，当升力大于重力时，大于重力部分的升力起向心力作用，使飞机作曲线飞行，产生惯性离心力 f_L，见图3-2。这个惯性离心力与起向心作用的升力部分平衡，则有

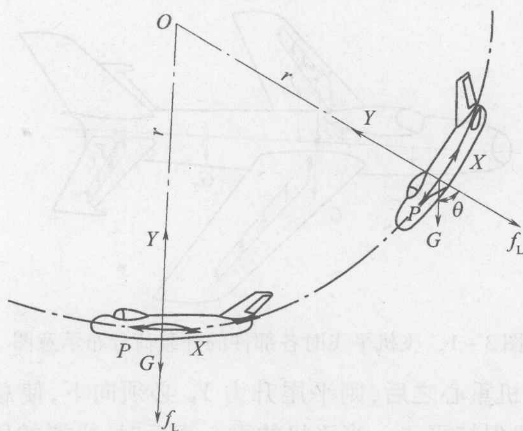


图 3-2　俯冲拉起时的受力

$$Y - G = f_L \quad 或 \quad Y - G = f_L$$

图 3-3 中,实线箭头表示载荷因数 $n_y = 1$ 时,作用在飞机各部件上的载荷及其分布;虚线表示正过载($n_y > 1$)飞行时,作用在各个部件上的载荷及其分布。当载荷因数为 n_y 时(重心处),飞机升力为

$$Y = n_y G$$

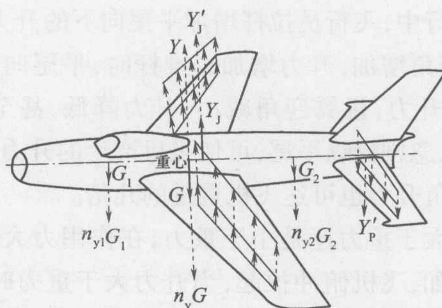


图 3-3　正过载飞行时各部件的外载荷

而
$$n_y G = n_{y1} G_1 + n_{y2} G_2$$

式中　n_{y1}——重心之前所有部件的重心处载荷因数；

n_{y2}——重心之后所有部件的重心处载荷因数。

图 3－3 中，$n_{y1} G_1$、$n_{y2} G_2$、Y'_P 分别为载荷因数为 n_y 时，作用在飞机前段、后段和平尾上的力，Y'_J 为载荷因数为 n_y 时，作用在机翼上的总升力，方向向上。如不计机身上的升力，则

$$Y'_J = n_{y1} G_1 + n_{y2} G_2 + Y'_P$$

载荷因数 n_y 越大，Y'_J、$n_{y1} G_1$、$n_{y1} G_2$ 和 Y'_P 的值也越大（因为 n_y 大，必须猛烈操纵平尾，导致 Y'_P 的值也越大），达到一定程度时，就会导致某一结构件不足以承受所加的载荷而首先破坏。先破坏的部件同飞机互相撞击或者飞机状态巨变，引起飞机载荷进一步加大，导致其他部件随后破坏，造成空中解体。

飞机无侧滑时，作用在飞机平面方向上的力仅仅是推力，空气阻力和增减速时产生的惯性力，而推力值受到发动机性能的限制，所以这些力都不会很大，一般不会导致飞机结构破坏。但是，当有侧滑时，飞机产生侧向力，在大表速下严重的侧滑，可产生很大的侧向过载，作用在垂直尾翼上的气动力和作用在机身上的惯性离心力也很大，也可能是引起飞机结构破坏的重要载荷。

飞机各部件承受的载荷类型，一个机翼在升力 $Y'_J/2$ 作用下，受剪切、弯曲和扭转作用，正过载时，在弯矩作用下，机翼下蒙皮和梁的下缘条作用着拉应力，上蒙皮和梁的上缘条作用着压应力，负过载时则相反；平尾受力类似于机翼，但在机动飞行时，作用在平尾上的载荷方向与机翼的载荷方向相反，所以在正过载情况下，平尾上蒙皮和梁的上缘条作用着拉应力，下蒙皮和梁的下缘条作用着压应力；机身在力 $n_{y1} G_1$、$n_{y2} G_2$ 和平尾升力 y'_P 的作用下，机身承受剪切和弯曲，正过载时，在弯矩作用，机身上部受拉应力，下部受压应力，当飞机有侧滑时，后机身还承受扭转作用。

飞机各部件的加载方式，不论是机翼、尾翼还是机身都受静载

荷和交变载荷作用,因此都可能遭到静载破坏和疲劳破坏。另外还有撞击载荷,遭到撞击破坏。

调查空中结构破坏事故的主要工作和程序同调查其他飞行事故一样,首先进行现场调查和残骸收集拼凑工作。判断该事故是否是空中结构破坏造成的。确定飞机是空中结构破坏之后,接着就应进行各部件在空中破坏顺序分析,找出最初破坏件。在分析飞机结构破坏顺序之后或过程中,进行破坏原因的分析,这里主要从3个方面分析:一是从疲劳破坏方面分析,二是结构强度不足方面分析,三是使用超过设计载荷方面分析。不论上述的哪种原因都要进行残骸断口检查分析,首先用放大镜和实体显微镜进行宏观检查,初步确定其破坏性质是静载断裂还是疲劳断裂,然后用电子显微镜进行断口微观检查分析,进一步判明断裂的性质,并细致检查断裂源区是否有缺陷,以便初步确定结构破坏的原因是使用超过设计载荷,或是强度不足,或是构件疲劳破坏造成的。不论是何种原因造成空中破坏,都要对最初破坏件的材料进行质量检验,测定材料的机械性能、断裂特性、分析化学成分和金相组织是否符合图纸或技术条件的要求,最后确定该机件破坏的原因。

3.2 飞机空中解体事故的判断

3.2.1 根据目击者的反映判断

飞机在空中解体,即使在高空,附近的地面人员一般能听到结构件(机翼大梁、涡轮轴、涡轮盘、压气机盘等)破坏瞬间发出的响声;或看到飞机在空中分成几部分;或看到从飞机上往下掉东西。因此,可以广泛寻访可能的目击者,如果目击者听到空中有飞机解体瞬间发出的响声,并看到从空中往下掉飞机残骸,有可能是飞机空中结构破坏。

由于空中解体的过程很短,只有几分之一秒或几秒,因而目击者反映的飞机解体顺序有时并不可靠。

3.2.2 根据飞机残骸分布位置判断

如果在飞机接地点的后方航迹的地面上,散落有飞机主要承力件的残骸或主要结构件残骸,并且这些散落物距飞机主坠地点较远,说明飞机在空中飞行时,这些结构件破坏脱离飞机,这是飞机空中解体的主要证据。但是,如果在大接地角接地的情况下,坠地点后方有残骸,则需要分析这些残骸是坠地后甩出的还是空中落地的,必要时进行残骸轨迹计算来验证。一般而言,如果没有主坠地点,且残骸散布面较广,空中解体的可能性较大。

飞机低空飞行或超低空飞行发生结构破坏时,空中破坏的残骸会距主坑较近,但大部分残骸是分布在主坑的后边,这与飞机坠地崩出的残骸分布不同,它们都位于主坑前方扇形面上(飞机垂直接地除外)。当然,在低空、超低空飞机猛烈滚转而飞出的残骸,在一定条件下也可能有个别残骸落在主坑前方,这时要结合飞机接地状态和现场具体情况加以科学的分析判断。

如果地面无目击者,接地点后方也未发现残骸,此时只要从接地点前方、主坑内和周围找到的残骸能说明飞机接地时机翼、尾翼、舵面等部件都在飞机上,就可以初步判断不是空中解体。

3.3 空中飞机结构破坏顺序分析方法

确定飞机是空中解体后,接着应进行飞机结构破坏顺序分析。当飞机某个承力构件在空中破坏后,通常引起其他的构件、部件发生一系列的二次破坏,直到飞机坠毁。进行飞机结构破坏顺序分析可以再现这个过程,其目的是找出最初破坏件。整个破坏顺序很复杂,不容易全部查清楚,只要达到找出最初破坏件的目的就可以了。

3.3.1 根据残骸损伤特征分析

根据飞机残骸损伤特征分析飞机结构破坏的顺序，是分析飞机结构破坏顺序的主要依据。它是在现场调查对残骸外部状况检查分析基础上，判断各破坏处的破坏性质和各破坏处之间的相互关系，根据各处破坏性质及各破坏处之间相互作用的关系，来确定首先破坏件及整个破坏顺序。

3.3.1.1 用痕迹分析法判断破坏顺序

应用痕迹分析技术对残骸表面的各种划痕、压痕和破坏处的变形和断口进行分析，这是确定构件破坏顺序的重要方法。根据残骸在空中相撞的痕迹，可以迅速判明某些部件的破坏顺序。因为当飞机某一部件首先发生破坏后，已经发生破坏的部件有可能再将其他没有破坏的部件在空中撞坏或划伤，研究分析残骸相互撞击或摩擦而造成的相互损伤或表面划伤，对分析结构破坏顺序是非常有用的。

按各破坏处之间的相互损伤关系确定最初破坏件，分析破坏顺序时，对撞击或摩擦后表面留下的损伤、划伤和印痕，应当弄清和判明以下问题：

（1）弄清损伤或划伤的形状，判明撞击物和被撞击物的损伤或划伤的形状是否相吻合，以便确定与何物何处相撞造成的损伤或划伤。

（2）判明撞击或划伤方向。确定撞击方向的方法，主要是根据损伤部分的变形方向或者根据在形成凹陷、凸痕或划伤时，金属是向哪个方向“流动”来确定，变形方向或金属“流动”的方向指明了撞击方向。应当指出，对某些合金，其金属变形方向难以确定时，可以从损伤表面切取试片在试验室内进行研究可准确地判断出来。例如，用放大镜观察有些金属划伤处，可以看出金属材料像犁地一样向两边翻起，两边翻起的材料末端向外倾斜，形成“八”

字,“八”字的方向就是撞击方向。又如,漆层的划痕,用放大镜观察,可以发现漆层划伤的边缘有很小的锯齿形,其锯齿的方向,就是撞击方向。

(3)两部件相撞后,在损伤处表面会留有油漆等痕迹。根据油漆等物不同颜色,可以判断残骸是与飞机哪个部位相撞。机件表面非金属材料擦过的铆钉头、蒙皮接缝等突出部位时,突出部位的迎面方向积有较多的非金属材料或金属材料,据此可以判断残骸相撞方向。

(4)两个物体相撞后,不仅造成损伤、划伤,而且在损伤表面上还会留有印痕,即一个物体的表面形状,甚至加工刀痕的微小痕迹也都会印在另一个物体上,这种微小痕迹用放大镜或显微镜可以观察到,查明了这种印痕也可判明与什么机件相撞。

例如,在尾翼上发现被机翼构件或机身构件撞击的痕迹,说明机翼或机身比尾翼先破坏。注意擦痕上的油漆、橡胶、油脂等堆积物。根据各种痕迹、变形和断口的分析结果,可以判断外力的作用方向和破坏的先后顺序。“连续和不连续规律”和“T形规律”都是在调查中常用的传统方法。如果相邻的两块蒙皮残骸上有一道通过断裂边界的划痕,说明这条划痕是在两块蒙皮分离之前形成的;如果这条划痕不连续,也就是划痕走到两块蒙皮的断裂边界处就消失了,这说明划痕是在两块蒙皮分离之后形成的。又如,一块蒙皮残骸上有失稳皱纹延伸到相邻的另一块蒙皮残骸上,说明蒙皮是先失稳后撕裂的。还可以根据蒙皮铆接处的破坏情况(铆钉剪断的方向、铆钉孔被扩大的方向、铆钉边沿蒙皮撕掉的方向)判断其受力方向。

总之,要充分利用残骸上留下的极为丰富的痕迹,想一切办法,再现破坏过程。如果发现有飞机前、后两相邻的部件相撞击,一般情况下,飞机前边的部件是先破坏的,后边的部件是后破坏的。所以,当尾翼或后机身有顺气流方向的撞痕或划伤,如果这个

撞痕或划伤的形状与机翼某部位的撞痕或划伤形状相吻合,则机翼是先破坏件;如果与前机身某部位或座舱内部物体的形状和痕迹相吻合,则前机身可能是先破坏件。

当一个机翼先折断,在折断过程中,飞机猛烈滚转,折断的机翼也会与机身或座舱相撞,甚至折断的机翼某一部分也会与飞机另一边的机翼相撞。

例如,一起某型飞机空中结构破坏事故。空中遭到破坏的部位有:

(1) 左机翼从根部折断,外侧翼刀部位有空中撞击痕迹;

(2) 座舱盖撞碎;

(3) 右机翼翼尖撞掉;

(4) 左机翼配重脱离左机翼;

以上各残骸都分布在航线上。通过残骸之间相互撞击痕迹检查分析后,认定左机翼的外侧翼刀部位与座舱盖相撞;左机翼配重与右翼尖相撞。经分析,如果座舱盖玻璃先坏,它不可能与机翼外侧翼刀处相撞击;如果右翼尖先破坏,它不可能与左机翼配重相撞。所以破坏顺序为:左机翼从翼根处先折断,折断后向前上方翻转,飞机也猛烈地向左滚转,于是左机翼外侧翼刀处与座舱盖相撞击,打碎座舱玻璃,同时左机翼配重甩出并同右机翼翼尖相撞击,撞掉右翼尖。

根据两物体损伤、划伤的状况和表面印痕等痕迹的关系,可以判明哪两个物体相撞,再根据它们撞击的方向,是不难确定哪个是最先破坏的。但是,也必须指出,对残骸相互损伤情况的研究,并不总是能确定破坏的顺序,只是在大多数情况下这种研究可以使问题更容易解决。

3.3.1.2 按各部件破坏处破坏性质确定最初破坏件

空中飞机结构破坏处,不论有多少,从破坏性质来看,最多只有三种,即疲劳、静载和撞击破坏,而每一种破坏性质都有各自的

特征。按照这些特征，对各破坏处进行检查，确定各破坏处的破坏性质。分出哪些是撞击破坏的，哪些是静载破坏的，哪些是疲劳破坏的。如果有某一个部件是疲劳破坏的，那么该部件可能是发生结构破坏的最初破坏件，而静载和撞击破坏是随后破坏件。如果只有静载和撞击破坏两种性质，则静载破坏是最初破坏件，被撞击造成的破坏件都是随后破坏件。

在现场主要根据残骸状况和断口形貌寻找最初破坏件。寻找工作需要在了解事故情况和初步进行破坏顺序分析的基础上，有重点地进行。飞机上的金属材料一般在静载破坏时为韧性破坏，但坠地时在冲击载荷下成为脆性破坏。

3.3.2　根据飞机残骸轨迹计算分析

飞机残骸轨迹分析是检查飞机空中解体事故的一种有效方法，特别是当空中解体的飞机上未装飞参记录器或因记录器的防护壳体破裂、被烧而使关键数据丧失时，更加必不可少。此外，如果飞机上有构件或人员从空中掉下，或飞机失事后从空中掉下的残骸未找到，也可以算出这些残骸或人员的接地点，可以缩小搜寻范围。

残骸轨迹分析方法主要采用三维运动方程计算每件残骸从离开飞机到接地的轨迹，两条以上的轨迹的交点就是飞机的解体点。但是，由于已知数据不足，必须采用最佳化理论，经大量运算后得出结果。

进行残骸轨迹分析必须有以下的原始数据：

（1）气象资料。需要发生事故时当地各高度上的风速和风向，一般只能从最近的气象台站获取。发生事故后，附近的气象台站应尽快测高空风。

（2）残骸的接地位置。需要准确的残骸接地位置和标高（经测量或卫星定位仪测定）。

（3）残骸的加速度系数。残骸的加速度系数取决于重量、迎

风面积和阻力系数,可用估算和空投两种方法获取。估算时根据资料选取阻力系数,代入公式计算。需要较准确的数据时,应用直升机在一定高度上空投残骸,记录其落地时间,然后进行计算。

根据飞机各残骸在地面上的散布位置,各残骸的气动特性和重量,飞机坠地点附近的气象资料(各高度上的风速和风向)、飞机的航向、俯仰角、飞行速度和高度等,按已经编好的程序,利用计算机可以很快计算出各残骸在空中的运动轨迹。如果各残骸的轨迹计算结果在飞行高度上交于一点,说明各残骸同时脱离飞机;如果有某件残骸估算结果,在飞行高度上位于飞行方向的最后位置,它可能是最初破坏件;在最前的位置上可能是最后脱离飞机的。所以利用残骸轨迹计算,也可以算出飞机结构破坏顺序。

对于机翼,我们不能按残骸距飞机坠地点远近的分布来分析破坏顺序,也就是说,不要轻易地将距飞机坠地点远的机翼残骸当作最初破坏件,距坠地点近的机翼当作随后破坏件,即使是两残骸相同,相距较远也是如此。因为在正过载飞行时所造成的破坏,最初破坏件一般是向飞行方向的前上方飞出脱离飞机,脱离后,如果飞机猛烈滚转或仰角减小都会使随后脱离飞机的残骸,向飞行方向前下方飞出脱离飞机,或残骸以较小的仰角脱离飞机。由于二次破坏时间间隔很短,这时就可能出现最初破坏件反而距坠地点近,随后破坏件距坠地点远的现象。例如:某飞机两个机翼在空中折断事故。右机翼距飞机坠地主坑1700m,左机翼距坠地主坑3500m,相差1800m。经各方面检查分析后,确认右机翼是最初破坏件,左机翼是随后破坏件,造成这种分布的原因是当一个机翼先折断后,在飞机猛烈滚转下,另一个机翼才折断,二者脱离飞机方向不同造成的。

3.3.3 根据强度验算或强度试验分析

对于较复杂的结构破坏,根据残骸分析、残骸轨迹计算和外载

荷分析等分析结构破坏顺序时,也可能会出现两个部件难以分清哪个是最初破坏件。这种情况,常常是两个部件都是静载荷破坏或都是疲劳破坏。这时可根据对构件破坏处的强度验算或静力试验结果确定最初破坏件。

强度验算,是在断口检查分析和破坏处的材料性能检查分析基础上进行的,验算后比较应力大小和剩余强度,一般应力高而剩余强度低的是最初破坏件。

强度试验。用上述分析和计算方法仍不能确定最初破坏件时,在个别情况下要用静力试验方法确定。首先收集使用情况相同,部件相同的机件作为样件,一般是从其他飞机上拆下与破坏机件飞行时间相同,最好批次也相同的同一机件进行静力试验。比较试验结果,强度低的是最初破坏件。

3.3.4 结构件最初破坏处分析

3.3.4.1 根据各部件的受力方向和破坏方向分析最初破坏件和随后破坏件

飞机某一承力构件在空中首先破坏,飞机的随后破坏件是在最初破坏件脱离飞机瞬间,飞机状态剧变,载荷进一步增大或者撞击造成的。因此,如果飞机的机翼、尾翼和机身是等强度的(强度安全系数相等),当两个以上不同的承力部件在空中破坏时,可根据它们的破坏方向和受力方向以及最初破坏件脱离飞机后,各部件外载荷的变化来分析最初破坏件和随后破坏件。

在过去的空中结构破坏事故中,机翼首先破坏占多数,机身和尾翼占少数。例如,国外有人统计,1950年—1982年国外共发生过155起飞机空中结构破坏事故,其中机翼109起,机身24起,尾翼22起。我国也发生过因机翼大梁疲劳首先破坏造成的事故。

当飞机在高速下进行机动飞行时,机翼载荷是正的大载荷因数(向上弯曲),而它的平衡力,尾翼载荷则是负的大载荷因数(向

下弯曲）。如果载荷超过了设计载荷，机翼将向上破坏，或是尾翼向下破坏（机翼或尾翼的破坏方向，可根据其大梁上、下缘条的破坏特征和邻近蒙皮的变形情况来判断）。现按机翼先破坏、尾翼先破坏和机身先破坏这三种情况分别叙述。

1. 机翼首先破坏

当一个机翼先折断或两个机翼同时折断时，机身、平尾一般都不会随后破坏，在过去的事故中，没有过机翼先破坏而机身、平尾随后破坏的情况（撞击除外）。

当机翼先破坏时，向上的静超载使折断的机翼向上和向后翻向机身。与此同时，另一机翼上失去平衡的升力使飞机以大加速度滚转，巨大的滚转加速度足以使机身发生扭转破坏。折断的机翼往往与尾翼相撞，将尾翼打断或在其前缘上留下碰撞的伤痕。这种碰撞可能使尾翼结构破坏。这种情况，在先断的机翼构件断口上有超载断裂的特征，而尾翼等构件上则有碰撞伤痕和二次破坏的特征（图3-4）。

一个机翼先折断，另一个机翼可能随后向下或向上破坏，也可能不破坏。另一个机翼是否破坏，在很大程度上取决于载荷因数和飞行速度的大小以及其他因素，载荷因数和飞行速度大容易继续破坏。当在较大过载情况下，一个机翼先折断时，飞机将猛烈地滚转。例如，如果左机翼在巨大的正向过载作用下折断，刚折断的左机翼将向机身右上方翻转，这时飞机左边失去升力，作用在右机翼上的巨大升力将使飞机猛烈地向左横滚。如果飞机在绕机身纵轴滚转，在滚转最初期，右机翼升力大，产生很大的滚转角加速度并使右机翼产生很大惯性力 N，这个惯性力与升力方向相反，所以作用在右机翼总的力会减小，飞机滚转后，右机翼升力也会减小，这时不会造成右机翼继续破坏。但是，当飞机绕机身纵轴滚转180°左右时，由于滚转角比迎角变化快，所以右翼有可能变成负迎角，产生负升力，同时，猛烈的滚转又产生了与滚转方向相反的滚

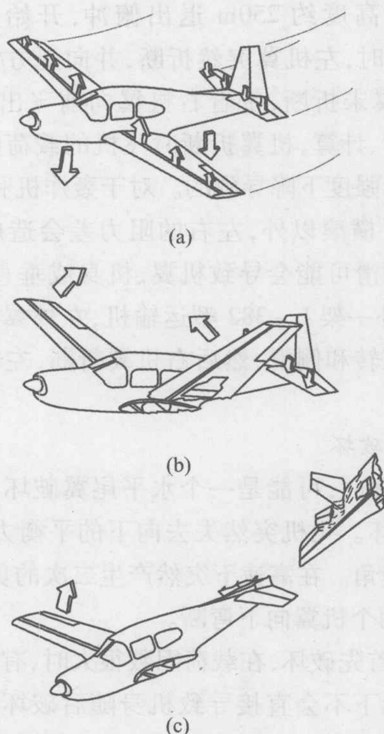


图 3－4　机翼首先破坏示意图

（a）机翼先断（大的正载荷因数）；（b）机翼先断（机翼向上弯断）；
（c）机翼先断（打断尾翼）。

转气动阻尼力矩和空气阻力力矩，这个气动阻尼力矩、空气阻力力矩和升力力矩方向一致，导致右机翼向下的作用力很大，在特定条件下会导致右机翼向下折断。例如，前面列举的飞机空中解体的例子中，就是右机翼首先向上折断，左机翼随后向下折断的。

一个机翼因某种原因强度降低较多，往往在过载不大时折断。这种情况下，飞机的另一个机翼一般不会继续解体，而是带着这一个机翼向前滚转坠地。例如，一架飞机飞低空高级特技表演时，目

击者看到飞机在高度约 250m 退出俯冲，开始上升，当高度约 350m，仰角约 30°时，左机翼突然折断，并向上方翻转。飞机立即向左横滚，右机翼未折断，带着右机翼向前飞出约 3000m 坠地。事后经检查、分析、计算，机翼折断时飞机的载荷因数远小于设计载荷，是由于机翼强度下降导致的。对于轰炸机和运输机，如果一个机翼折断，除了横滚以外，左右的阻力差会造成严重侧滑和偏航，横滚和严重侧滑可能会导致机翼、机身或垂直尾翼继续破坏。例如，1975 年国外一架 L－382 型运输机，左外翼在空中发生疲劳断裂，飞机急剧滚转和侧滑，然后右机翼折断，左右机翼坠地点相距一千多米。

2. 平尾首先破坏

当平尾先破坏时，可能是一个水平尾翼破坏，也可能是左、右水平尾翼同时破坏。飞机突然失去向下的平衡力，使机头急剧下俯，机翼形成负迎角。在高速下突然产生二次的负超载（机翼向下弯曲）使一个或两个机翼向下弯断。

平尾在空中首先破坏，在载荷因数很大时，有可能导致机翼随后破坏，一般情况下不会直接导致机身随后破坏。如果两个机翼和平尾在空中都发生折断，并且折断方向向下，那么，是平尾首先折断的可能性最大（平尾非撞击破坏）。在正向过载情况下，若两个平尾首先破坏，应是向下破坏，机翼如果随后破坏，则也是向下破坏。其道理与后机身首先向下破坏导致机翼向下破坏相同（图 3－5）。两个平尾首先破坏，一般是飞行员由于某种原因粗猛操纵的结果。

当平尾主要构件产生疲劳裂纹或有其他缺陷时，可导致一个尾翼先破坏。一个平尾破坏后，会减小过载，出现下俯和滚转，如果及时操纵，有可能制止滚转，但制止下俯有困难，会造成大俯角坠地。例如，1977 年在赞比亚坠毁的波音 707 飞机就是右水平安定面疲劳断裂，飞机立即以大俯角坠地。

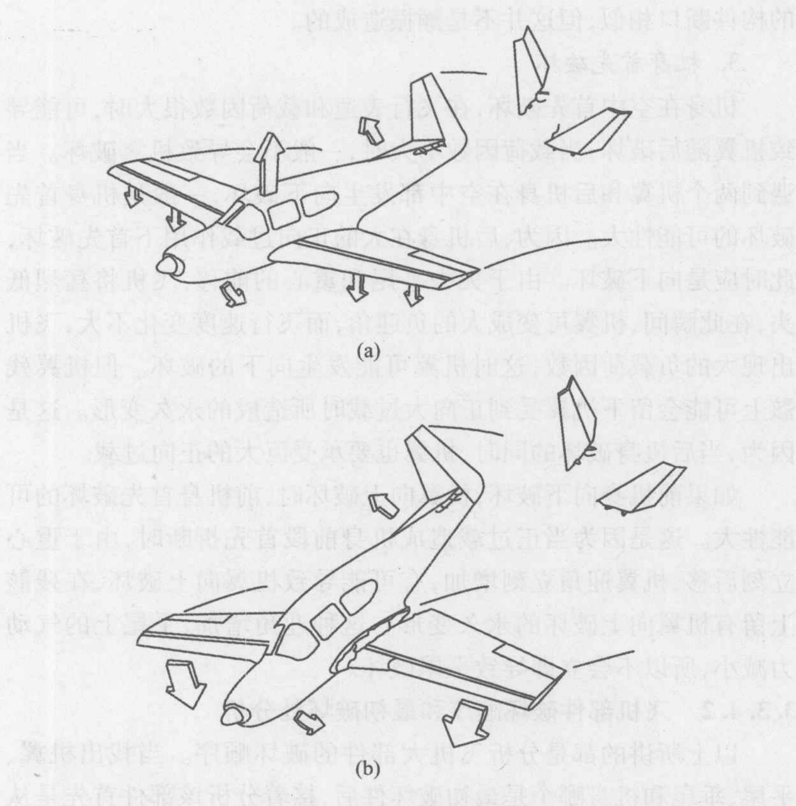


图3－5 平尾首先破坏示意图
(a) 尾翼先断；(b) 尾翼先断(机翼向下弯断)。

对于歼击机全动式平尾，如果在载荷因数不大时，一个平尾折断，飞行员及时处置，可以制止下俯，有可能不会造成事故。例如：航空兵某部飞机发生空中相撞，其中一架飞机被撞掉一个平尾，飞机安全着陆。

从空中发生二次破坏的机翼大梁上可以找到向下弯断的特征，同时还可能找到在水平尾翼断裂之前所承受的向下的超载迹象。这种构件断口上具有正、负两个方向超载的特征，与颤振造成

的构件断口相似,但这并不是颤振造成的。

3. 机身首先破坏

机身在空中首先破坏,在飞行表速和载荷因数很大时,可能导致机翼随后破坏;当载荷因数不大时,一般不会导致机翼破坏。当遇到两个机翼和后机身在空中都发生向下破坏,一般是机身首先破坏的可能性大。因为,后机身在大的正向过载作用下首先破坏,此时应是向下破坏。由于失去平尾和重心的前移,飞机将猛烈低头,在此瞬间,机翼可变成大的负迎角,而飞行速度变化不大,飞机出现大的负载荷因数,这时机翼可能发生向下的破坏。但机翼残骸上可能会留下机翼受到正向大过载时所造成的永久变形。这是因为,当后机身破坏的同时,机翼也要承受巨大的正向过载。

如果前机身向下破坏,机翼向上破坏时,前机身首先破坏的可能性大。这是因为当正过载造成机身前段首先折断时,由于重心立刻后移,机翼迎角立刻增加,有可能导致机翼向上破坏,在残骸上留有机翼向上破坏的永久变形。这种迎角增加,平尾上的气动力减小,所以不会立即导致平尾破坏。

3.3.4.2 飞机部件破坏顺序和最初破坏处分析

以上所讲的都是分析飞机大部件的破坏顺序。当找出机翼、平尾、垂尾和机身哪个是最初破坏件后,接着分析该部件首先是从何处开始破坏的,就要分析部件的破坏顺序。

(1) 对于主要承力件疲劳破坏,首先破坏处当然是产生疲劳裂纹的地方,即疲劳源位置,其他是随后破坏处。因为疲劳破坏的断口往往有从疲劳源发出的放射状棱线或人字形条纹,也就是说,放射状棱线或人字形条纹的集中点就是疲劳源,因此根据疲劳断口放射状棱线或人字形条纹,即可找到最初破坏处。

(2) 对于主要承力件静载断裂,静载断裂在断口上也常常有放射状撕裂棱线或人字形条纹,根据这些棱线或条纹的方向同样也可判断最初破坏处。一般撕裂棱线收缩方向的集中点是首先破

坏处，棱线的扩散方向是断裂的扩展方向，是随后破坏处。

（3）根据断口处各主要承力件空中变形和撕裂方向分析判断首先破坏处。对于梁式结构的机翼（平尾），空气动力所产生的大部分弯矩和剪力，均由梁承受，因此机翼的破坏都是梁破坏而破坏。如果梁的下缘条的断口有细颈而无明显的弯曲变形、腹板由下向上撕裂、上缘条断口有明显的向上弯曲变形。这种情况，飞机是受到大的正向过载，使机翼梁的下缘条受拉伸首先破坏，而腹板和上缘条是随后破坏；如果梁的上缘条断口附近有失稳特征，下缘条断口附近则有向上的明显的弯曲变形，虽然腹板是由下向上撕裂，这种情况有可能是梁的上缘条先破坏（失稳）而导致下缘条破坏。

对于双梁式机翼（平尾）结构，如果其中有一个梁的断口具有上述的变形特征，而另一个梁上下缘条有明显的扭转变形，（在断口处表现出不仅有向上或向下弯曲，而且也有向后的弯曲变形），则前者是先破坏的，后者是后破坏的。因为两个梁承力时，机翼的空气动力压力中心作用在两个梁之间，对于先破坏的梁，因有另一个梁支撑，不会产生明显扭转变形，当其中的一个梁断后，空气动力压力中心因不通过还没有破坏的梁，而产生巨大的扭矩，该梁在扭矩和弯矩共同作用下破坏，会产生明显的弯曲和扭转变形，它是最后破坏处。机翼的后梁有向后上方扭转弯曲变形，前梁没有明显的扭转变形，那么，在正向过载情况，前梁首先破坏的可能性大。

（4）飞机蒙皮破坏顺序分析。因机身蒙皮的破坏顺序常常是机身的破坏顺序，所以分析机身的破坏顺序时，常常是分析蒙皮的破坏顺序。分析方法是将机身蒙皮残骸拼凑后，按“T 形规律”分析。

3.3.4.3　区别空中的最初破坏件与空中的二次破坏件

最初破坏件破坏后，一般会有许多二次破坏件纷纷坠地。残骸从空中坠地时会造成再次损伤。因此，区别空中的最初破坏件

与空中的二次破坏件时，首先要把残骸上的坠地损伤与坠地前的损伤区别开。空中解体的翼面、动翼等残骸，由于接地速度并不是很大，接地时一般不会再摔成几块。其次，要掌握这样的概念：最初破坏件在破坏之前，周围的部件都是完好的，它破坏时所受到的载荷应与当时的飞行状态相符；二次破坏件破坏时已有其他部件发生破坏，飞机迅速转入非正常的飞行状态，因而二次破坏件破坏时所受的载荷与正常飞行下的相差很远。因此，可以根据残骸的破坏方向和断裂性质来区别最初破坏件与二次破坏件。例如前面介绍的例子，飞机在俯冲拉起时机翼因载荷因数过大而折断，是向上的弯曲破坏。机翼大梁的下缘条断口有拉伸破坏特征，无弯曲变形，上缘条有压缩或剪切破坏特征并有弯曲变形，腹板可能有失稳或从下往上的剪切破坏特征。如果大梁的上、下缘条断口附近都有扭转和弯曲变形，这种破坏一般是二次破坏，包括坠地造成的破坏。

3.4 颤振导致飞机结构破坏事故的检查

颤振事故曾经是航空技术发展的一大障碍，在航空技术发展早期，曾经发生过多起因颤振问题导致的飞行事故。随着对颤振现象的认识，虽然在飞机设计中充分考虑了飞机强度和刚度要求，但对空中解体事故的调查，颤振仍是应考虑的重要因素之一。

3.4.1 颤振事故的特点

颤振是作用在机翼、尾翼、操纵面等结构上的空气动力、弹性力、惯性力耦合而造成的自激振动。当飞行速度超过该机的颤振临界速度时，容易发生颤振。在多数情况下，这种振动是发散的，一旦形成，其振幅迅速增大，几秒钟内就会使机翼或尾翼等结构破坏，从而造成严重飞行事故。据经历颤振而生还的飞行员反映，颤

振时飞机结构和仪表剧烈摇动，驾驶杆和脚蹬都有快速的往复运动。

飞机结构发生颤振时的自由度（固有振型）至少有两个。现代飞机参与振动分自由度愈来愈多，有时高达十几个，但起主要作用的一般只有两三个。比较典型的颤振有：机翼弯曲－扭转颤振（两个自由度）、机翼弯曲－副翼偏转颤振（两个自由度）、水平尾翼弯曲－机身扭转颤振（3 个自有度）、水平尾翼弯曲－升降舵偏转－调整片颤振（3 个自由度）。此外，每种振型按频率的高低和振动的型态分别可以形成一级、二级或更高的共振；根据飞机左右结构的振动是否对称，又可分为对称共振和反对称共振。由此可见，颤振的情况非常复杂，检查颤振事故是一项很艰难的工作。

3.4.2　颤振事故的检查

3.4.2.1　设法获取飞机解体时的飞行速度

现代飞机在使用中发生颤振的可能性极小，但是，如果飞行速度（*Ma* 数）超出了最大允许值并接近或超过颤振临界速度，发生颤振的可能性就比较大了。超声速飞机由于飞行员或飞机的因素都可能超速；亚声速飞机在失去操纵后也可能超速。此外，飞机上如有不符合技术条件的维修或加改装（包括更改外挂）可能使颤振临界速度降低。又如由于结冰、损伤或维修不当而破坏了副翼、升降舵等操纵面的平衡，也可能使它们提前发生颤振。因此，首先要用以下方法获得飞机解体时的飞行速度和高度。

（1）分析 *Ma* 数表等有关仪表的残骸，例如 *Ma* 数表可根据表盘上的痕迹和指示器内部输出电位计和导电环上被接触点撞出的压痕的位置来判断仪表的指示；

（2）根据残骸轨迹分析得出飞机解体时的飞行速度和高度等数据；

（3）根据飞参记录器记录的数据；

(4) 参考雷达记录、空地通话录音、目击者反映等情况。

3.4.2.2 根据空中解体残骸的总体状况判断

所谓空中解体残骸的总体状况是指哪些部件在空中飞掉，哪些是首先或首批飞掉的以及这些残骸之间的相互关系，包括任何异常现象，也就是对全部空中解体的残骸逐件观察并分析它们的相互关系，并对照过去的颤振事故，以得出是否有可能发生颤振的初步看法。

颤振造成的空中解体往往是左右对称的，例如左、右翼尖都在相似的部位破坏。首先或首批脱离飞机的部件一般有：左右机翼配重或平尾配重，空速管（可能断成两截），左右副翼（两个安装点的整块掉下，3 个安装点的断成两块掉下），左右翼尖等，如图 3－6、图 3－7 所示。

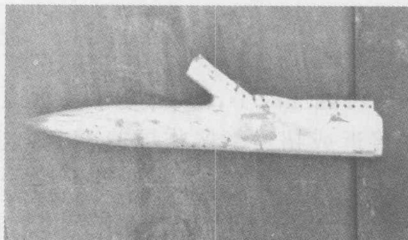


图 3－6 空中振掉的平尾配重图



图 3－7 空中振掉的翼尖配重

特别注意某些在其他事故中不可能形成的异常现象。例如，检查某次某型飞机空中解体事故时发现翼尖配重脱离飞机后与副翼沿 Z 轴方向相撞（图 3－8）。这种异常现象只有在机翼以大幅度往复弯曲和扭转的情况下才可能发生。

3.4.2.3 根据空中解体残骸上的破坏形貌和痕迹判断

发生颤振时，由于构件受到多次正负两个方向的超载（弯曲和扭转）而破坏，在残骸上必然留下特定的破坏形貌和特征，一般有以下几条：

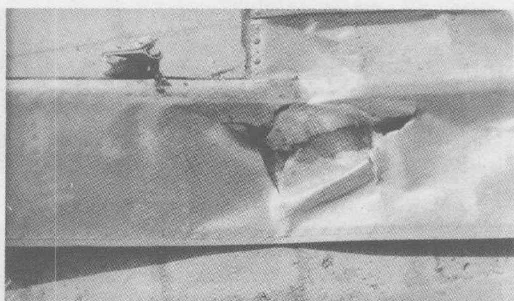


图3-8　副翼被离机的翼尖配重撞伤

(1) 机翼或尾翼的上下两个翼面都有多处蒙皮失稳现象；

(2) 机翼或尾翼的横向断裂面上的上蒙皮(和桁条)与下蒙皮(和桁条)的断裂处分别有向上和向下的弯曲变形(图3-9)；

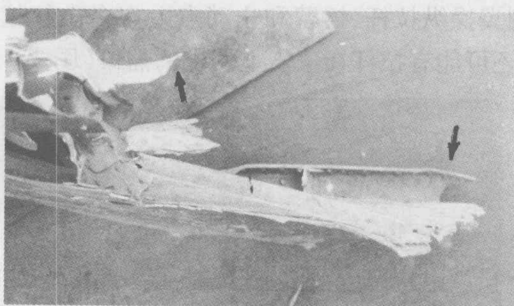


图3-9　机翼上下蒙皮分别向上、向下弯曲

(3) 机翼或尾翼的上桁条和下桁条上都有多处失稳现象,翼肋有受压失稳现象(图3-10)；

(4) 机翼或尾翼的下蒙皮部分断裂线呈不规则的锯齿形(说明受弯曲和扭转的复合交变载荷)；

(5) 机翼或尾翼构件变形方向异常或构件断裂处的变形方向异常,例如,机翼前梁根部向下弯曲,靠翼尖部分又向上弯曲并有扭转；



图 3－10　机翼蒙皮的桁条失稳

(6) 某些非主要构件(如桁条)的断口上有拉断之后断口两面再次或多次压紧的痕迹,这种断裂之后的再接触,每次都在断口上产生若干平行的划痕;

(7) 副翼操纵拉杆、摇臂和止动点上有多次超越操纵范围的撞击印痕,还可能有拉杆在蒙皮上切出的豁口(图 3－11);

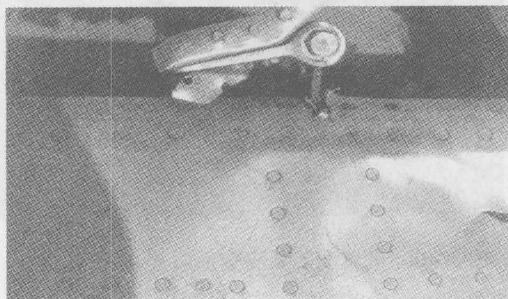


图 3－11　副翼摇臂在蒙皮上切出豁口

(8) 飞行员头盔上和座舱盖玻璃上有多次相撞造成的印痕(图 3－12～图 3－14),头盔面罩玻璃上有与驾驶杆多次相撞的印痕;

(9) 翼梁等主要构件断口上没有疲劳特征,某些翼肋、桁条、蒙皮的断口或裂纹是大应力双向弯曲疲劳断裂;

(10) 机翼上的起落架收上锁,由于机翼扭转而破坏。



图 3 - 12　空中飞掉的座舱盖玻璃上有与头盔多次相撞的痕迹



图 3 - 13　头盔上有与座舱盖玻璃多次相撞的痕迹



图 3 - 14　放大的头盔上的擦痕
(左侧是颤振事故,右侧是超声速失速事故)

3.5 超声速失速造成的空中解体事故

超声速歼击机在飞行中,由于飞机因素(Ma 数表或保证动安定性的自动装置发生故障)或飞行员因素(生理因素、有意或无意超速)而超过最大使用 Ma 数,Ma 数如继续增大到方向静安定性完全丧失,就可能进入超声速失速。这种过程发展很快,通常只有2s~3s。

超声速失速是一种不受飞行员控制的、危险的飞行状态。这时,飞机在大侧滑下引起的气动滚转力矩的作用下产生绕 X、Y、Z 三轴的旋转运动,从而引起纵向和侧向运动的交感,交变的法向和侧向大载荷因数随之产生。其结果有二:一是飞机结构破坏;二是飞机进入螺旋。

超声速失速破坏的构件残骸经历过多次正负两个方向的超载,因而在破坏的形貌和痕迹上与颤振的残骸类似。不同点是机翼、尾翼不一定破坏,它们的配重仍在飞机上。

我国某型歼击机曾发生一起超声速失速导致飞机空中解体的事故。该机在飞静升限课目时"因某种原因,飞行员短时间丧失意识"使飞机超速,机身前部(空速管、调节锥、前起落架、座椅、座舱盖、飞行员以及9框以前的机身蒙皮等)在空中解体(图3-15)。飞机接地后似乎平放在地上,没有任何前进的痕迹。飞机尾部蹾断,在最初接地点有左、右平尾的压痕。

判断空中解体原因是超声速失速的依据是:

(1) 空中解体前的飞行速度已达到可能发生超声速失速的程度(图3-16);

(2) 经残骸分析,前机身最后破坏是在机头向下和向右的弯矩作用下,最先破坏的是空速管安装处,然后向后发展。飞行员头盔上有多处与座舱盖玻璃相撞和相擦而造成的痕迹(座舱盖玻璃

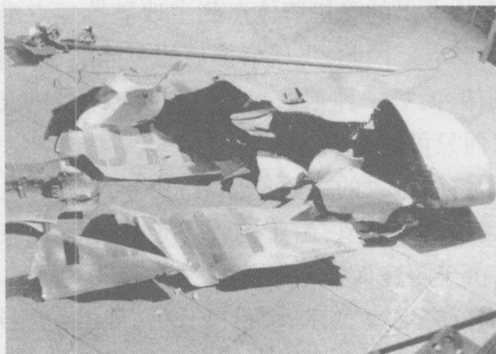


图 3 – 15　空中解体的前机身残骸

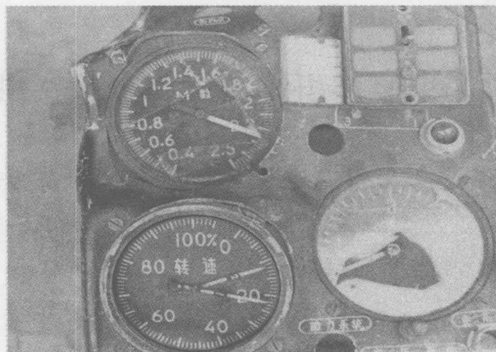


图 3 – 16　*Ma* 数表在现场的状况

没有找到)，还有一个最后形成的穿透的撞伤，说明飞行员在离开飞机之前曾受到多次很大的法向和侧向载荷因数，然后，在前机身解体时造成了最严重的撞击。因此，可能是飞机在横侧不安定的运动状态下，产生了超出设计值的法向和侧向载荷因数而造成前机身在空中解体。

前机身解体后飞机进入左螺旋。首先，因为飞机主残骸接地状态属于典型的螺旋接地状态。其次，据残骸轨迹分析，解体高度

为 11250m，而从求出的飞机解体点到主残骸接地点沿航向的地面距离却只有 3000m。因此，飞机解体后的可能航迹只有两种，一种是 70°以上的俯冲，另一种是螺旋。但前者与现场的飞机接地状况完全不符，因而只可能是螺旋。

飞机空中解体事故的主要原因有：由于环境或飞行员因素造成结构静强度超出设计值；由于构件发生疲劳断裂或操纵系统机件发生故障；由于超速而发生颤振或超声速失速等。调查空中解体事故必须充分应用残骸分析、断口分析、残骸轨迹分析等技术，多方面取证、分析，以便查清所有的原因因素。有些试验、分析工作需要较长的时间才能完成，在做出事故的初步结论后应指定专人继续进行。

3.6 飞机空中解体事故调查与分析实例

1994 年，某航空公司一架图－154M 型飞机执行航班飞行任务。起飞后飞机发生飘摆，无法控制，约 10min 飞机空中解体坠毁，机上人员 160 名全部遇难，其中乘客 146 名。

3.6.1 事故经过

当日天气实况：70°风 3m/s，能见度 1500m，3 个碎雨云 60m，5 个碎雨云 150m，8 个雨层云 300m，气象条件符合飞行标准。根据空地通话录音、舱音记录器记录和飞行数据记录器记录分析，飞机于 08:13 起飞，离地 24s 后，机组报告飞机飘摆，保持不住，飞机嗡嗡地响。飞行员以发动机额定状态保持 400km/h 的速度上升。08:16:24，机组报告飞机以 20°的坡度来回飘摆；08:16:58 报告飘摆坡度达到 30°；08:17:06 报告两个人都保持不住飞机。机组采取了部分断开舵机，短时接通自动驾驶仪等方法进行处理，仍不能

稳住飞机。飞行轨迹向右作不规则转弯。08:22:27,飞机速度373km/h,迎角20°,出现失速警告。之后飞机突然向左滚转并急剧下俯,俯仰角由0°下俯到-65°,左坡度超过66.8°,速度达到747km/h,出现超速警告。在12s内,飞行高度由4717m下降到2884m,最大法向过载达2.7g,最大侧向过载达1.4g,飞机航向由250°左转到110°。08:22:42,高度为2884m时,飞机开始解体。最终飞机坠落在长安县鸣犊镇内,距咸阳机场140°方位,49km处。

3.6.2 机组人员情况

机组成员均持有民航颁发的该机型驾驶执照及体检合格证明,本次航班出勤前按规定进行了体检,未发现任何异常现象。

3.6.3 飞机、发动机情况

1. 飞机和发动机履历

该飞机是苏联古比雪夫飞机制造厂(现俄罗斯萨马拉飞机制造厂)制造的,于1986年11月出厂,出厂序号为740。具有国籍登记证、航空器适航证、电台执照等证明。飞机总寿命定为30000h,15000次起落,日历寿命15年;该机自开始使用至失事前共飞行12134h26min,6409次起落。

该机于1992年9月17日在俄罗斯莫斯科400厂完成第一次大修。截至事故发生时,大修后使用时间为2859h,1452次起落。在此期间,各类定期维修、维护工作符合要求。

发动机型号为Д-30KY-154Ⅱ,由苏联雷宾斯克发动机制造厂生产,装机台数为3台。总使用寿命定为18000h,9336次热循环,翻修间隔为5000h,2610次热循环。

1号发动机序号59328912420,共使用7117h52min,3495次循环,进行过一次翻修,修后使用2609h14min,1259次循环。

2 号发动机序号 59228912407，共使用 7367h30min，3445 次循环，进行过一次翻修，修后使用 2417h22min，1120 次循环。

3 号发动机序号 59329012436，共使用 4226h39min，2871 次循环，进行过一次翻修，修后使用 381h54min，214 次循环。

2. 航前维修情况

根据记录，6 月 4 日航前更换 BH－701－2C 微动开关，更换 ПКА31 减震交换平台（安装架）。6 月 4 日航后为了排故，又一次更换 ПКА 安装架。该工作是由一名工段长带领两名无操作证的人员进行的。更换后进行地面通电检查显示正常。检查结束后，整机放行单未按程序签字。

6 月 6 日航前，机组反映 АБСУ 俯仰通道有一次接不通，但仪表员进行地面通电检查正常。工作单记录完整、有效。

3.6.4 通信、导航和气象情况

根据机场气象台当天的气象报告，当时的气象实况为：风向 70°，风速 3m/s，能见度 1500m，3 个碎雨云 60m，5 个碎雨云 10m，8 个碎雨云 300m，天气现象为小雨，轻雾。气象条件符合飞行标准。经事故调查组确认，当日通信、导航设备正常，值班管制员口令清楚，措施符合规定。

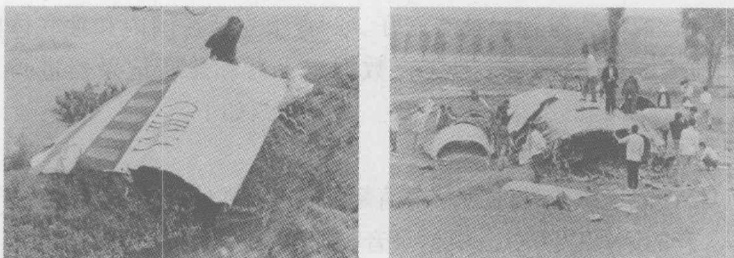
3.6.5 残骸和现场勘查情况

事故现场周围未见高大建筑。飞机主要残骸分布在长 2000m、宽 1000m 的范围之内（图 3－17）。经对飞机残骸的检查发现，驾驶舱中央操纵台指示偏航 37km，正驾驶高度表指 990m，襟翼指位表左指 0、右指 15；*Ma* 表 0.56；磁航向 82°，空速表 570km/h；随机工程师仪表板的高度表 980m，速度表 562km/h。

检查前设备舱残骸时发现，ПКА－31 安装架后面的倾斜阻尼插头（Щ7）和航向阻尼插头（Щ8）相互错插（图 3－18）。



(a)



(b)

图3－17　失事飞机残骸

（a）飞机尾翼和机翼残骸；（b）飞机机身残骸。



图3－18　两个相互插错的插头

经刑侦技术人员对飞机残骸的勘察及化验分析，未发现弹击、爆炸等异常现象。另经法医对160具尸体的检验证明，死者多为脑颅崩裂、躯体多发性骨折，反映出死者所受外力巨大，受力面广，具有高坠及冲撞损伤的特点，未发现人为加害所致损伤。

3.6.6 飞行记录器记录情况

飞行数据和舱音记录器完好。调查组先后在国内和独联体国家间航空委员会（MAK）对飞行数据记录器和舱音记录器进行了译码，几次译码的结果基本一致。情况介绍如下。

1. 舱音记录情况

舱音记录中机外通话录音清楚，机组内部对话录音声音小，干扰大，有的话难以辨听。根据录音整理如下：

（1）机组起飞前各阶段读了检查单，对飞机进行了检查。从起飞滑跑到抬前轮离地阶段，没有关于发现异常情况的交谈和报告。

（2）08:12:40 在发出“起飞抬轮”指令后24s，机长即发现飞机飘摆。

（3）08:13:04 机长向塔台报告飞机飘摆，接着又报告飞机姿态保持不住，坡度达到20°～30°，并可从录音中听到有节奏的“嗯嗯”的声音。

（4）08:14:39 机长命令检查工作舵机及应急检查单，并听到机组讨论关于是否断开舵机的问题，机组中有人主张多断开一个舵机，有人则认为不能断开舵机。

（5）08:20:32 塔台通报机组有关技术人员及公司领导到并已采取其他飞机避让等措施。

（6）08:20:53 机组把原在左座操纵飞机的副驾驶××换成正驾驶×××。

(7) 08:22:30 机组中有人喊“失速了”。

(8) 08:22:42 听到“哐哐”的几声物体破裂声，之后舱音记录结束。

2. 数据记录情况

根据对飞行数据记录器进行译码和数据的整理分析看到：

(1) 起飞滑跑中为保持航向，飞行员蹬方向舵修正，驾驶盘位置未变，但发现副翼角度与方向舵有同步的变化。

(2) 失事之前，飞行速度大多保持在400km/h左右，速度约550km/h中飞机处于缓慢上升状态，最大飞行高度达4717m。整个飞行中发动机工作未见异常。除在08:16:43～08:16:48短时接通自动驾驶仪外，均为杆操纵状，除起飞后收起落架、襟翼的记录外，未见放起落架、襟翼的记录。

(3) 起飞离地30s后，随着驾驶盘位移的输入，方向舵和副翼的舵机杆行程很快出现满量程的低频振荡，周期约为6s，飞机产生左右侧滑与左右倾斜，侧向过载开始时为$\pm 0.2g \sim \pm 0.5g$，倾斜角$\pm 20° \sim \pm 30°$，周期也约为6s。在整个飞行过程中，飞行员始终在进行修正，但飞机一直未稳定下来。随着高度的升高，摆幅越来越大，多次出现“倾斜角大”的警告信号。

(4) 08:22:27，即失事前15s，飞机局部迎角达到20°，出现失速警告，之后飞机突然向左滚转并急剧下俯，同时垂直过载达到$2.7g$，侧向过载达到$1.4g$。根据飞行数据记录器记录的情况，可以大致确定，飞机是在向左急剧盘旋下降的过程中，于08:22:42开始空中解体的，当时高度为2884m。

3.6.7 机上地面静态故障模拟试验情况

为了验证Ш7和Ш8错插后可能产生的直接后果，以及6月4日航后排故进行通电检查的真实性，调查组按照俄方制造厂专家提供的方案进行了地面故障模拟试验。试验结果表明，Ш7和Ш8

错插后，在杆操纵状态下（事故中的飞行操纵状态），转动驾驶盘，副翼和方向舵有联动的不正常现象，而且用俄方提供的方案（即维修人员 6 月 4 日使用的通电检查方案），不能在驾驶舱内的故障搜索台和仪表板指示器上检查出错插的故障。由此说明 6 月 4 日维修人员所用的通电检查方法是真实的；但这种方法不能检查出所存在的故障。

3.6.8 飞行模拟试验情况

为了进一步查清飘摆的原因，事故调查组先后两次赴独联体与独联体国家间航空委员会（MAK）和图波列夫设计局就事故的译码数据及飞机设计中的一些问题进行了讨论，并在茹可夫斯基飞行试飞基地，由中俄双方的飞行人员一起对图 –154 飞机关断阻尼器后的操稳特性进行了飞行试验。飞行试验结果表明，关断 PA –56 舵机后飞机的俯仰、横侧操纵性及震荡衰减能力变差，但具有一定飞行经验的中等技术水平的飞行员，通过空中此科目的带飞训练，可以掌握关断 PA –56 舵机后操纵飞机的特点和要领，实现进近和着陆。

3.6.9 原因分析

经对各项数据的分析以及地面和飞行模拟试验结果表明，由于 Щ7、Щ 8 插头插错而导致事故的原因和过程是：

（1）6 月 4 日飞行后，在更换 ПКА – 31 安装架时，地面维护人员将倾斜阻尼插头（Щ7）和航向阻尼插头（Щ8）相互插错，由于插错后地面通电试验检查不出故障（6 月 4 日维修后未检查出，6 月 6 日起飞前检查不出），从而导致 6 月 6 日带着错插故障起飞。

正常的阻尼功能是，倾斜阻尼陀螺感受到的倾斜角速度信号

应传送给副翼舵机，航向阻尼陀螺感受到的偏航信号应传送给方向舵舵机。但是由于插头错插，结果倾斜阻尼陀螺感受到的倾斜角速度信号传给了方向舵舵机，而航向阻尼陀螺感受到的偏航角速度信号传给了副翼舵机。因此在起飞滑跑的后段，飞行员蹬舵保持航向，产生偏航角速度，这一信号传给了副翼舵机，从而产生与偏航角速度对应的副翼偏转，此时由于地面的限制，飞行员并未感到飞机有倾斜。但飞机离地后，很快形成明显倾斜。飞行员在为修正姿态而压驾驶盘时，倾斜角速度信号传给了方向舵舵机，方向舵也跟着偏转，使飞机姿态发生异常的变化，飞行员感到无法控制、因而进行反复修正，这又使飞机飘摆不断加大，最后终于造成急剧盘旋下降，表速和侧向过载都超过飞机强度极限，导致飞机解体。

（2）图－154M 型飞机 ПКА－31 安装架和 ПКА－31 控制系统的设计没有防错措施，Щ7、Щ8 插头相邻，几何尺寸相同，插头的线数相同，仅用色标来表示其差别，容易错插，在事故调查组访俄期间了解到俄也曾多次发生类似的错插现象；同时 ПКА－31 控制系统的故障搜索系统通过内检和自检程序无法检查出错插故障；相应的维护规程及快速检查单也不完善。

（3）按飞行手册 8.8.3 节的规定，排除飘摆故障必须同时关断“航向”和“倾斜”阻尼器，从飞行试验结果看，关断阻尼器后飞机仍然是可操纵的，但是从舱音记录器听到飞行员没有按照这一要求去做。

（4）俄方模拟机飞行训练大纲，没有对排除飘摆故障进行训练的课目，飞行员在赴俄的实际飞行训练中，也没有接受过按照飞行手册 8.8.3 节同时关掉航向和倾斜两个通道、排除有关 ПКА－31 系统出现侧向周期性摆动（Б 条）的训练。这对侧向稳定性差的图－154M 型飞机飞行员应急处置能力的培养是一个重大缺陷。

3.6.10 事故结论

这一事故的直接原因是地面维修人员在更换 ПКА－31 安装架时,将 Щ7、Щ8 插头相互错插,导致飞机操纵性异常,使动稳定性变坏,最后失去控制,造成飞机空中解体失事。

第4章 飞机失火事故的调查与分析

飞机失火事故是飞机在使用、维护过程中发生次数较多的事故类型。飞机空中失火，不仅损伤飞机，而且严重地威胁飞行人员的生命安全。为了保证飞行安全，避免事故的重复发生，就应研究飞机失火的现象、特点，找出发生失火的原因，从而吸取教训，采取措施，避免同类事故的发生。

4.1 飞机失火事故的概况

飞机失火通常按时机可分为三种类型：第一类是飞行中失火（简称空中失火），即在飞行过程中，由于发生机械故障或遭受其他意外而使飞机失火；第二类是毁机失火，即飞机失事坠地、迫降不成功或起飞、着陆时冲出跑道而着火；第三类是地面失火，即飞机在维修或停放时着火。在这三种类型飞机失火中，毁机失火发生次数较多，因为绝大部分严重飞行事故，在飞机坠毁时因能量转化、释放点燃逸出的可燃油液而着火；地面失火，包括油箱静电燃爆失火、遭雷击失火等属于地面事故，原因比较明确；飞行中失火的次数虽不多，但后果严重，其中很多造成了机上人员的伤亡。

据有关资料介绍，某国军用飞机各类原因导致飞机空中失火而造成的严重飞行事故约占严重飞行事故总数的5%，占机械原因严重飞行事故的18%；按照国际民航组织商业航空安全组（CAST/ICAO）对事故的分类，1987年—2004年，世界范围内商业

喷气式飞机发生的226起灾难性事故中,非撞击失火或冒烟(Fire - NI)事故10起,死亡618人,死亡人数仅次于可控撞地(CFIT)、失去操纵(LOC - I)和非发动机的飞机系统故障(SCF - NP)三类事故,排在第4位。另一项由国际水喷流研究机构(International Water Spray Research Management Group)的研究显示,在80年代—90年代大约有95起失火事故涉及民用飞机,这些事故中因失火夺走了大约2400人的生命。同样的,美国政府数据显示,在1985年到1991年间,约16%的航空运输事故涉及失火,在这些事故中22%的死亡人员是因为失火和烟致死的。美国国家运输安全委员会(NTSB)数据还显示,在1982年至1988年间,有10起飞行事故是由于飞行员吸入一氧化碳,其中3人失去能力,7人能力降低。

4.2 飞机失火事故的判断

在调查研究飞机失火事故时,首先要判断是空中失火引起飞机失事,还是飞机坠毁时造成起火。飞行中失火的飞机,往往在坠毁后还受地面火的影响,而地面起火有时能够毁掉飞行中失火的证据,这就给判断和分析事故原因带来一定的复杂性。但是,只要运用适当的方法,将调查的各种信息加以分析,一般情况下是可以得出正确结论的。

实际上发生飞机空中失火的情况是比较少的,事故现场失火多数是由于飞机坠毁时引起的。事故调查中,调查员必须通过查找科学的证据,来判明失火是空中发生的,还是飞机坠地撞击造成的。

4.2.1 飞行员和目击者的反映

飞机在空中起火时,飞行员一般会有反映,如座舱、客舱有油烟味、火警信号灯亮、巨响、飞机剧烈抖动、冒烟、火光等。

如果飞机空中失火,目击者常常会反映看到飞机冒烟、冒火,

听到响声,看到飞机上往下掉东西等现象。

4.2.2　飞行客观记录器的记录

装备飞行数据记录器(FDR)和舱音记录器(CVR)的飞机还可以通过飞行数据记录器记录的数据和舱音记录器记录音响警告信号等来判断。

4.2.3　飞机残骸的检查分析

虽然上述两个途径是判断飞机是否空中失火的重要手段,但由于飞行事故发生很快,受人本身分辨能力和记忆力等的影响,上述途径得到的信息不能作为判断飞机空中是否失火的充分证据,还需要通过对飞机残骸检查分析,从飞机残骸的分布及特征中找到空中失火的证据。

根据飞机残骸判断空中失火的主要方法如下。

1. 根据被火烧过的残骸分布位置判断

空中起火时,熔化的金属和烧伤的蒙皮、机件等可能掉在飞机航迹附近,部分烧伤的残骸在坠地时可能甩离地面火区。因此,从飞机坠地点后方沿航迹的地面上或地面火区以外找到被烧过的残骸(指具有烧熔、热变色或烟迹的残骸),或在飞机第一接地点附近的地面上找到熔铝泼溅的现象,一般就能说明这次事故是空中起火。

2. 根据残骸上的火烧痕迹判断

飞机在空中失火的特点是火焰受飞行气流的影响,基本上是顺气流方向从前往后、从里往外烧,形成一个锥体烧伤区,锥体的顶端往往就是油箱、导管、附件破裂漏油的地方。因为漏出的燃料流到发动机高温部件上发生自燃后,火焰烧回漏油部位,而在该处继续燃烧。因此,在检查残骸时,如果发现火烧痕迹大致形成一个锥体烧伤区,则说明是空中起火。一般根据残骸上的烟迹或挂铝的痕迹,判断火烧痕迹的方向。空中形成的烟迹和挂铝,基本上是

顺气流方向的(图4－1),在蒙皮接缝边缘、窗口、铆钉、螺钉等凸起处最为明显(图4－2、图4－3)。



图4－1 顺气流方向的烟迹



图4－2 空中失火挂铝集中在搭接或凹陷处的迎风边缘

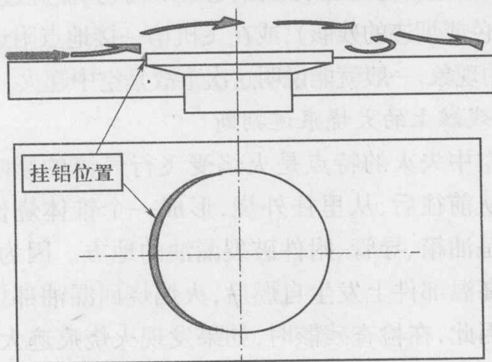


图4－3 空中失火挂铝集中在铆钉、螺钉等凸起处(示意图)

飞机空中起火时，相邻残骸的表面烧伤痕迹（蒙皮上的热变色和烟迹）是连贯的（图4-4）。如果相邻残骸表面上的烧伤痕迹不连贯，则说明该残骸是破坏后在地面被烧的。

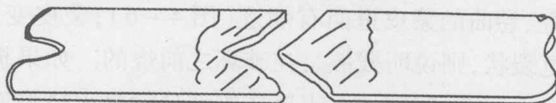


图4-4 断裂蒙皮、机件上的烟迹或燃烧痕迹

3. 根据高熔点金属材料是否熔化判断

煤油、汽油、液压油、润滑油在地面燃烧时，其温度通常为880℃～1090℃。空中燃烧时，由于气流作用，其温度可达1600℃以上。因此，空中起火的另一特点是烧伤严重。如果发现熔点超过1090℃的任何金属材料（如钢、铜）有熔化现象，则说明是空中起火。部分金属材料的熔点见表4-1。应当指出，在地面燃烧时，如果遇到强风或残骸堆积成烟囱状，形成抽风作用等特殊情况，温度也可能超过1090℃。镁合金、钛合金在地面燃烧时，温度也能超过1090℃。但这种地面燃烧的高温，一般只能使高熔点金属零件的边缘局部熔化。

表4-1 飞机上常用金属或合金的熔点

金属名称	熔点/℃	金属名称	熔点/℃
锡	232	镁合金	650～680
镉	321	铝合金	660～680
铅	327	巴氏合金	870～1090
锌	420	高温合金	1340～1380
银	960	弹簧钢	1490
铜	1090	不锈钢	1460～1510
铬	1887	结构钢	1500～1530
钨	3400	钛合金	1700

4. 根据残骸烧伤和破坏顺序判断

残骸被烧和破坏顺序的分析，也是判断是否空中起火的重要方法。如果被烧过的残骸断口或损伤处没有火烧的痕迹（图4－5）；折叠、卷曲的蒙皮里面有烟迹（图4－6）；蒙皮变形处清漆的纹路呈龟裂状，则说明残骸是在破坏之前烧的。如果折叠、卷曲的蒙皮里面无烟迹，残骸被泥土遮住的部分没有火烧痕迹；蒙皮变形的清漆处纹路呈条状，则说明该残骸是在破坏之后烧的。一般说来，如果有多处残骸破坏前烧的证据，则说明是空中失火。

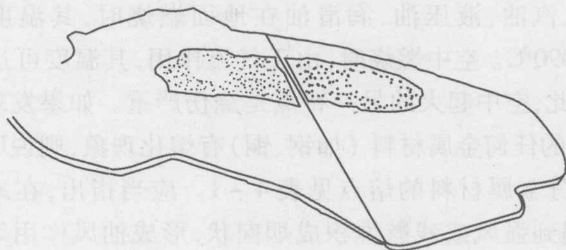


图4－5　先火烧后损伤的特征

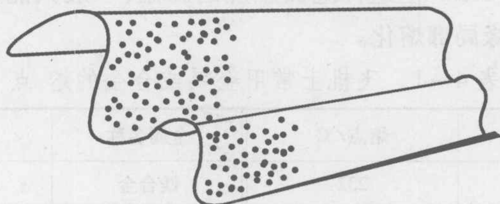


图4－6　飞机构件的折皱中烟迹或燃烧痕迹

飞机桁条等挤压铝型材在接近其熔点的温度下受到撞击而破坏时，会在断裂处出现分层剥离而形成扫帚状（图4－7）。因此，如果找到这种特征的铝质残骸，则说明有可能在空中失火。应注意的是，大型飞机失事后，受地面火的影响，挤压铝型材也可能在接近其熔点时，飞机结构突然坍塌造成的冲击破坏，而形成扫帚状残骸。

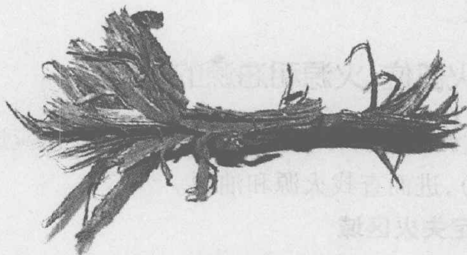


图 4－7　局部接近熔化的挤压铝型材受冲击载荷后形成的扫帚状断口

残骸拼凑后，根据蒙皮等残骸上的烧伤遮蔽区和遮蔽机件的所在位置可以判断是否空中起火。所谓烧伤遮蔽区是指火源的下风处有某机件挡住火焰，使该机件后边的一小块区域烧伤程度减轻。如果从残骸上找到某机件的烧伤遮蔽区，但该遮蔽机件在飞机坠地时已摔掉，则说明残骸是先烧后破坏的。如果从残骸上找到烧伤遮蔽区和遮蔽机件，但遮蔽机件的所在位置不是飞机上原来的安装位置，则说明残骸是先破坏后烧的。

在事故调查中应全面，要综合分析各方面的证据。如果一起事故中，查明有多处残骸呈现空中失火特征，则说明飞机是在空中起火。

4.3　飞机失火原因的调查与分析

大家知道，失火必须具备 3 个条件：一是有可燃物；二是有助燃物；三是有点火源或点火能量。由于飞机始终处于空气中，空气中的氧气作为燃烧的助燃物是始终存在的。因此，飞机失火原因的分析，主要应围绕引起飞机失火的可燃物和点火源的查找进行。此外，飞机在空中高速飞行，失火有其特殊性，还必须具备保持火

焰稳定燃烧的相应条件，否则当气流速度超过火焰传播的速度时，火就会被吹灭。

4.3.1 失火部位、火源和油源的确定

如果通过调查分析，判定飞机在空中失火，则应进一步确定失火部位（区域），进而查找火源和油源。

4.3.1.1 确定失火区域

要查找火源和油源，首先要确定飞机在空中失火的部位。飞机在空中失火的蒙皮或发动机外壳一般挂有顺气流方向的金属熔化物。这些熔化物的分布是不均匀的，通常呈扇形面向后扩展，着火部位后方比较密集，两侧则颇稀疏，越接近着火点，扩展区越窄，熔化物则可能连成片。而表面附着的烟迹则不同，烟熏痕迹的存在有一定条件，如果物体表面的温度超过371℃，就不会附着烟迹。因此，在燃烧最剧烈处的残骸上没有烟迹，而扇形面的两侧，烟迹反而明显。

若在坠地点航迹后方的地面上找到被烧损掉下的残骸，通过与同批飞机对比，能较容易地确定失火部位。如果飞机损伤比较重，则可能需要进行残骸拼凑，来确定失火扇形区（平面）或锥形区（立体）的范围。

4.3.1.2 查找火源

失火部位基本上查明之后，就应在失火部位附近查找火源。首先，检查失火部位的对应的发动机压气机机匣或涡轮外环是否有被高速碎片击穿的外翻破口，如果有，说明发动机转动部件可能断裂甩出，则需分解发动机，检查发动机内部是否有转动部件断裂甩出；其次，检查火区附近燃气装置有无疲劳断裂或烧损等高温燃气外泄的迹象；第三，检查火区附近电气线路有无短路跳火、拉弧等可能引起失火的特征。

为了便于查找火源，通常要进行残骸拼凑。一般说来，烧损最

严重的部位对应有发动机破口或烧损，则应通过断口分析或分解发动机，进一步查找原因；若发动机无外翻破口或判明破口均属坠地后的损伤，则有可能是油液泄漏，流到发动机高温部位被点燃等其他原因引起的。

4.3.1.3 查找油源

被高速碎片击伤油箱、导管、附件而破裂漏油，漏出的油液流到发动机高温部件上点燃，火焰最终将烧回到漏油部位，并在该处持续燃烧，从而形成一个锥形烧伤区。锥形的顶点，通常就是油源部位。

通过试验得知，航空煤油失火，残骸上附着的顺气流方向烟迹颜色较浅，厚度较薄，附着均匀；而液压油和滑油失火，则烟迹相对浓黑，较厚且不均匀。

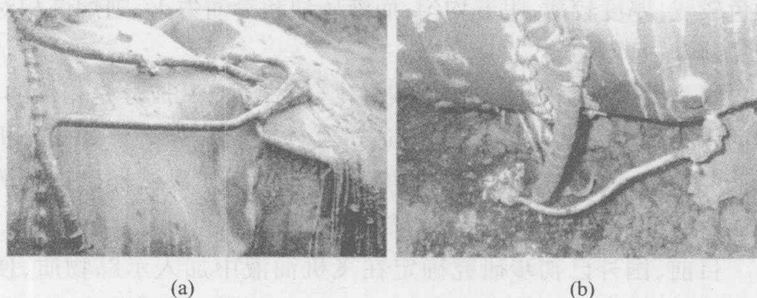
因为飞机上用的油液都是碳氢化合物类型，其成分是相似的。即使采集到烟迹试样，在实验室通过红外或紫外光谱分析仪分析油液的组分，判断是何种油料也是很困难的。如果试样已被别的物质所污染，分析将更复杂，结果更不准确。

目前，国外已初步研究确定在飞机油液中加入示踪物质，便有可能鉴定出这些油液或燃烧生成物的组成。油液的示踪，可加少量有强谱线的适宜于作示踪鉴定用的物质，这些物质应是飞机油液中不常有的，并不影响油液和与油液直接接触的部件的性能。钪、钇和镥这一类稀土元素物质都可能成为示踪物质。试验中，将钪加入液压油中，不论是否烧过，从鉴定的角度看，加入量在百万分之五十（50×10^{-6}）的浓度，即可得到足够满意的结果。

4.3.1.4 综合分析判断

通过上述查找，将所得的可靠因素综合分析判断，不难得出导致事故的直接原因。但有时因坠地后失火将残骸烧毁严重，也会给判定直接原因造成相当的困难。但是，只要抓住飞机在空中是

高速向前飞行的,气流相对飞机的运动方向向后;而地面失火,气流方向通常是向上的,所以地面火留下的烟迹的方向与空中失火不同,比较容易区分开。此外,飞机坠地后,机体或发动机表面首先会附着一些泥土,如是飞机坠毁后地面失火,烟迹只能挂在附着物的表面,而附着物下的机体或发动机表面则没有烟迹。因此,在怀疑飞机是否存在空中失火的事故调查中,必须在失事现场,飞机残骸没有移动和清洗的状态下进行检查确定。图4-8为地面失火在发动机残骸上留下的烟迹,其中(a)图烟迹在水平位置导管下表面和垂直位置导管四周;(b)图烟迹在垂直位置导管四周,而水平位置导管的上表面没有烟迹。



(a) (b)

图4-8 地面失火在发动机残骸上留下的烟迹

在综合分析判断时,必须认识到失火只是导致事故的现象,造成失火的起因才是直接的事故原因。只有查明了火源和油源,才能提出并采取切实有效的预防措施,防止同类事故的重复发生。

4.3.2 飞机空中失火原因及分析

根据历史资料统计,飞机发生空中失火事故(含三等飞行事故)的可燃物主要是飞机上载有的可燃油液(燃油、液压油、滑油)、飞机内饰材料和可燃货物。点火形式主要有:可燃油液泄漏

到高温表面,被高温表面烤燃引起失火;高速碎片击穿油箱或打断油管引起失火;燃料外漏,吸入发动机,引起喘振“回火”而失火;发动机燃气装置损坏或不密封,高温燃气外泄引起失火;电气线路绝缘损坏或短路跳火,击穿或破坏燃料系统或液压系统导管引起失火等。

4.3.2.1　油液泄漏引起失火

可燃油液泄漏到高温表面,被高温表面烤燃引起失火,占失火事故总数的34%。这是飞机失火的一个主要原因。

1. 事故现象的共同点

从发生此类飞机失火事故现象看,有下列共同点:

(1) 失火部位都发生在发动机舱,发动机舱的高温段对应部位烧伤最为严重,甚至在航迹上有该部位机件的散落物;

(2) 该次飞行中,发动机多数使用过“加力”或“最大”状态;

(3) 可以观察到飞机尾部或发动机舱冒烟、喷火星或火焰。

2. 失火的特点

可燃油液泄漏到高温表面或接触高温燃气引起失火,其物理现象是油液生成的蒸汽和空气混合形成易燃混合气,当其被高温表面或高温燃气加热到产生传播火焰的放热反应时,发生的一种自燃现象。由于飞机在空中飞行,这种自燃现象具有下列特点:

(1) 着火温度高。在各类可燃油液技术标准中,列出的自燃点是在容器内均匀加热时自燃的最低温度。飞行时,可燃油液泄漏到高温表面发生的自燃是在流动的空气中,短时间内非均匀加热情况下发生的着火现象。因此,分析飞行中的失火,必须用动态条件下的着火温度来衡量(为了不致混淆,本书用“着火温度”代替“自燃点”)。表 4 – 2 列出国内使用的一些可燃油液的自燃点和着火温度。可看出,可燃油液在动态条件下的着火温度,比静止状态下的自燃点要高得多。

表4-2 部分油料的自燃点、着火温度

油 料	牌 号	自燃点/℃	着火温度/℃
航空煤油	RP-1\RP-2	234	330
航空汽油	RH-70	330	430
10号液压油	YH-10	250	520
8号润滑油	HP-8	310	

（2）着火温度与飞机型别、飞行状态有关。国外进行的试验结果表明，不管所用试件如何特殊，一般来说，着火温度随气流速度的增加而增加；而且，不管试件温度怎样高，当气流速度大于某一数值时，就能防止可燃流体失火。这一结论也为波音720飞机的发动机吊舱与TF39发动机的组合失火试验所证实。因此，飞机型别不同，发动机舱冷却系统不同，在同一飞行条件下，冷却气流速度和流量不同；同一类型的飞机，在不同飞行状态下，发动机舱内冷却气流的速度也不相同。这些都会使可燃流体的着火温度发生变化。

（3）着火温度与热源尺寸有关。试验表明：着火温度随圆柱形高温表面直径的增加而下降。因此，实际失火事故中，由于发动机的高温表面直径比试件的直径大，着火温度会低于表4-2所列数据，一般来说，着火温度随高温表面面积的增加而降低，当高温表面被可燃油液蒸气大面积覆盖，或者是表面的位置能增加与可燃油液接触时间的话，被点燃失火的危险性将增加。

（4）可燃油液的泄漏方式对着火温度也有影响。通过模拟试验表明：煤油有压力的喷雾式泄漏最容易着火；液压油无压力的滴水式泄漏较容易着火。

可燃油液由喷出的高温燃气点燃的现象是独特的，这种情况没有高温表面点火附壁或表面效应。热气源点火温度大约是649℃，而且还与易燃混合气的成分、比例有关。

3. 某型飞机的壁面温度

从表 4－3 可知，某型歼击机发动机和发动机舱壁面温度沿轴向可分为中、高、低 3 个温度区。在“加力”状态，高温区发动机壁面温度达 500℃以上，飞机内蒙皮的温度也在 200℃～570℃之间，最高温度均超过表 4－2 所列可燃油液的着火温度，如果航空煤油、滑油、液压油泄漏到该段发动机外壁面或机舱内壁面的话，失火的可能性就很大。据统计，该型飞机可燃油液泄漏到高温表面引起的失火事故中，超过 70% 发生在这一区域。

表 4－3　某型歼击机发动机加力状态飞行时后机身各部位的温度

温度 / 部位	中温区（20 框～24 框）主燃烧室、涡轮、加力扩散段/℃	高温区（24 框～32 框）加力燃烧室/℃	低温区（32 框以后）喷口/℃
发动机外壁	300～400	500～700	100～300
后机身内蒙皮	100 左右	200～570	100 左右

中温区在“加力”状态，发动机壁面温度在 300℃～400℃之间，超过煤油着火温度，而飞机内蒙皮的温度在 200℃以下，低于可燃油液的着火温度，因此，只有煤油泄漏到发动机壁面上时才可能失火。统计该型飞机失火事故，大约有 27% 的失火事故发生在中温区，并且都是煤油泄漏引起的。

在 32 框以后是低温区。该区在“加力”状态时，发动机壁面温度为 300℃左右，机尾罩处内蒙皮温度只有几十摄氏度，均低于可燃油液的着火温度。相对来说，油料泄漏到这一区域的发动机外壁或飞机内蒙皮上，一般不会受热失火。

该型飞机，当发动机在“额定”工作状态时，一般不会发生此类失火。在“额定”状态下，曾测得 214℃的最高壁温值，这大大低

于飞机所用的可燃油液的着火温度。国外进行了全尺寸地面模拟失火试验,结果表明:260℃的最高表面温度值,是防止可燃油液泄漏失火的最高允许温度值。

虽没有飞行测取发动机在“最大”状态下的壁面温度数据,但根据工厂台架试验测得的喷管表面温度分布,表明“最大”状态时的壁面温度介于“额定”和“加力”两种状态的温度之间。因此,可以推断,在“最大”状态下,只有煤油泄漏到主燃烧室和涡轮对应发动机外壁面时,才有可能发生失火。

4.3.2.2 高速碎片引起失火

高速碎片击穿油箱或打断油管引起飞机空中失火,占失火事故总数的24%,是飞机失火的又一重要原因。其中,涡轮部件损坏(包括涡轮盘破裂,叶片脱榫、折断等)引起的占58.4%;压气机部件损坏(包括转子轮盘破裂、叶片折断等)引起的占25%;其余是机上导弹、炸弹爆炸等引起的。此类事故特征比较清楚,事故原因比较明显,判断事故的起因并不难。

1. 失火条件

高速碎片击穿油箱或打断油管引起飞机失火的可能性与许多因素有关,如燃油类型,高速碎片的能量,击穿处的结构状况及环境温度等。一般来说,较易挥发的燃油更易发生失火,这是因为正常环境温度下挥发形成的油气混合气更有利于点燃。国外进行了这方面研究,得出燃油类型、油温及周围环境温度对造成失火有重大关系;而大气温度、空气分布状况和击穿点的尺寸对飞机失火影响较小。

高速碎片击穿油箱引起失火的可能性与碎片能量有关。一般情况下,碎片越重,其能量越大,打穿机匣后剩余的能量也越大,击穿油箱引起失火的可能性也大。

高速碎片击穿油箱、导管能否引起失火,还与击穿处的结构和环境有关。当高速碎片击穿金属油箱时,在进口和出口处会产生

一持续约2ms的冲击闪光,温度可高达2500℃。如果周围有气流的话,闪光不会成为点火源;如果存在易燃混合气时,只要闪光持续时间和能量足够,就可能发生失火。然而,高速碎片的危险主要不在击穿油箱或油管的瞬间,而是击穿油箱、油管以后,漏出的可燃油液或油蒸汽,如果遇到发动机高温表面或逸出的高温燃气等点火源,就可能发生失火。从以往发生的飞机失火事故来看,后一种因素是高速碎片引起失火的主要原因。

2. 失火的特点

(1) 涡轮装置损坏。涡轮转子机件损坏,高速碎片击穿或挤破外环,导致飞机失火的故障有:涡轮叶片脱榫、折断,涡轮盘破裂,承力环破坏,涡轮轴折断等。

涡轮转子机件破坏造成的失火有以下特征:起火前,飞行员听到外环被击破的响声,发动机振动;尔后,机身尾部有火焰,有时喷口拖出很长的黑色浓烟和白色或橙黄色的长火焰。后一种现象表明,碎片击穿油箱或油管后,油液流到发动机高温部位发生自燃或被穿孔处喷出的高温燃气点燃。另外,漏出的油液还可能随发动机舱冷却气流流到喷口处被点燃,在飞机尾部出现由火焰和烟形成的“尾迹”。

涡轮装置损坏造成失火的火势,随碎片击穿外环的破口尺寸大小而不同。一般来说,碎片尺寸(质量)愈大,因处在发动机高温区,燃气通过破口进入发动机舱亦愈多,火势蔓延也愈快。

(2) 压气机故障。造成高速碎片飞出,引起飞机失火的压气机故障有:工作叶片折断、叶轮掉块、叶轮破裂、压气机盘破裂等。

压气机故障造成高速碎片飞出引起失火的危险性比涡轮装置损坏的危险性要小。因为,压气机损坏,击穿油箱,打断油管,油液漏出除了可能被吸进发动机造成喘振“回火”而点燃外,发动机燃气通道无破口,燃气不外泄,漏出的油液只有流到发动机或后机身高温表面,壁面温度要达到着火温度以上时,才有可能引起失火。

(3) 机上弹药爆炸。飞机在发射炮弹、导弹、投掷炸弹时，由于某种原因(如武器质量、维护不当)在离机时爆炸，使飞机自伤起火。这类事故的特点是：在航迹上可以找到弹片和飞机构件的散落物；飞机构件上有爆炸所造成的残骸特征。

4.3.2.3 其他原因引起失火

其他原因引起的失火有：飞机地面静电失火；燃油吸入发动机内，引起喘振“回火”而失火；电气线路绝缘损坏或短路引起失火。

1. 电气线路绝缘损坏，短路跳火，引燃可燃物

电气线路短路跳火的原因是接线螺帽松动；导线、电缆与金属机件相摩擦；机件安装不当、虚焊等。短路跳火形成的电弧温度极高，可以熔化、烧穿飞机的油箱、导管，点燃漏出的油液或其他可燃物质而引起失火。电气线路绝缘损坏或短路跳火，击穿或破坏燃料系统或液压系统导管引起失火，约占失火事故总数的5%。

短路跳火只有在一定条件下才会引起失火。由于电气系统多设有保险装置，线路短路，保险装置工作，自动切断该处电源。此外，短路跳火位置附近必须有易燃物才会失火，而一般电路都设计远离油管，故此种失火现象较少。

电气线路短路失火，火区比较集中，只有找到导线束被烧结且端部被烧成球形，附近金属油管被烧穿，导管有电弧造成的金属“泼溅”现象时才能判定。

近年来，随着飞机电子、电气设备的不断增多，在飞机失火事故中所占比例在逐渐增进，调查中必须重视其可能性。

2. 燃料外漏，吸入发动机，引起喘振“回火”而失火

这一原因造成的失火，绝大部分发生在装有离心式压气机的喷气发动机上。这是因为对轴流式发动机来说，漏在发动机舱内的燃油，不易被吸进压气机；而离心式发动机，直接从发动机舱吸进空气，当系统漏油时，漏出的燃油可能会吸入压气机，引起喘振“回火”。经验表明，液压油和滑油被吸进发动机，一般不会发生

喘振“回火”。

3. 遭遇雷击或静电起火

当飞机进入雷雨云中,由于强烈的电场对飞机感应而使飞机带电。带电的飞机又能在很大的程度上影响周围大气中电场强度的变化,并成为促使放电现象产生的原因。在雷雨区活动,飞行速度越大,飞机带电的程度也越大,越有可能被闪电击伤。飞机受到雷击,闪电都是从飞机比较突出的部位开始。闪电击中飞机后,在飞机内部的搭接不好的地方跳火,可能引起火灾。雷击能损伤飞机,击伤飞行人员和损坏仪表、电气装置,但雷击引起飞机失火的事故还是很少的。

雷击对无放电装置的飞机或搭铁线不好的飞机危险性更大些。

地面停放的飞机,在雷雨季节,由于搭铁线和接地线不良,亦曾发生过遭雷击的事故。

地面静电起火事故,包括:油箱内静电起火爆破,飞机在加、放油或用油擦洗飞机时静电跳火点燃混合气,将飞机烧伤、烧毁。

4.4 飞机失火事故调查与分析实例

1982 年,某机组驾一架伊尔 -18 型飞机执行航班任务。飞机在机场降落前,客舱冒烟,降落后起火,机上共 69 人,乘客死亡 25 人,受伤 37 人(含机组 4 人),飞机报废。

4.4.1 事故经过

飞行当日,飞机于 16:02 起飞,机上乘客 58 名。飞机起飞后,飞机和发动机及各系统工作正常,旅客无异常反映。17:00 着陆机场天气实况:风向 360°,风速 5m/s,能见度 9km,8 个层积云 950m,地面温度 17℃。塔台指挥该机由南向北着陆。17:18 当飞

机第五边飞向远台时,机上第12排一名乘客发现左侧玻璃窗处冒烟,随即携带一个小孩从第12排座位上离开向前走,并报告服务员说他座椅附近有烟味。乘务员立即报告了机组。机组人员赶到前服务舱观察时,浓烟已蔓延,机组人员取灭火器,机长回驾驶舱要求尽快着陆。驾驶舱的机组人员得知客舱失火后,联想到刚才特高频联络中断的现象,都认为是“电气失火”,采取了客舱释压、断气、断电措施。飞机正常下降,飞机于17:21落地,滑跑300m~400m时,发现刹车失效,采取紧急刹车、四发顺桨,飞机在三号联络道口停住。机组和乘客在前后舱门撤离,但随着舱门打开,客舱内烟雾越来越大,因后舱门无下机设备,乘客在烟火胁迫下纷纷跳下飞机,紧接着浓烟变成明火。从打开舱门到火焰喷出门窗,约2min。

4.4.2 调查分析

事故发生后,由公安、民航等各类专家组成联合调查组,对导致客舱失火的各种可能性进行了全面调查研究,反复查证,科学检验、鉴定及综合分析判断。

调查组围绕失火位置及原因对飞机结构、机械系统和特设系统进行了全面细致的检查,绘制了或拍照记录了所检察过的有可能引起失火的部位,附件和导管,特别是燃油系统、液压系统、电气系统及保险装置。从中梳理出几个疑点,进行了深入分析排查。

1. 第12排座椅下的电缆烧伤原因

第12排座椅下的电缆烧伤是由于短路造成的,还是外界火烧所致?对该导线束内每根导线进行外观及微观检查及导线的金相分析。若导线短路或其他原因引起过负荷导致的损伤或失火,应在该导线的整个长度范围内有损伤,且整根导线的金相组织都会有所变化。而从外观看,现有导线是局部损伤,金相检查显示,导线外层晶粒粗大而线芯部分晶粒较小,因此外观上分析不是过负

荷引起的，金相检查也证实导线损伤是由于外界火烧所致；此外，有的导线存在断股现象，是否短路拉弧所致？实验证实，短路拉弧导致的导线断路，断面上会形成蘑菇状的形貌，微观晶体的排列也呈放射状排列。微观检查导线断口未发现上述特征，从而排除了电缆或相关电气设备故障导致导线过热燃烧的可能性。

2. 第12排座椅外侧的暖气盒底部类似爆炸的破口的成因

第12排座椅外侧的暖气盒底部有一个类似爆炸的破口，这是否由于加温系统故障温度升高烧穿的？宏观检查，破口外大里小，内壁没有过热现象：另外暖气盒内的空气调定在+15℃，若低于+15℃时则打开供暖气，高于+15℃时则关闭。从起飞至着陆飞行客舱温度为+15℃，暖气开关应在关闭位置。实际检查该开关位置是在关闭位置。

3. 辅助动力装置的加温导管是否泄漏或温度高引起附近物体自燃

拆下导管进行密封试验，符合技术规定。导管外面的玻璃纤维布仍有一层完整地包裹在导管外面，没有被烧穿。通过试飞测试该导管周围的温度，玻璃纤维布表面温度为104℃～110℃，导管表面温度为200℃，不存在使附近物体自燃的条件。

4.4.3 事故原因

调查组排除了飞机电气线路和设备故障以及热力和加温管道起火。经现场勘察和技术监督，没有人为纵火痕迹，对乘客和接近飞机的工作人员的调查也未发现疑点。经研究、试验、分析认为，起火原因是乘客吸烟不慎失火。由于未熄灭的烟头火种，从座椅滑轨与舱壁之间的空隙处，被气流吹入地板下，在热力、加温管道烘烤过的可燃物（纸屑、布片、线头、地毯绒毛等）中阴燃，受到机内暖气、通风气流的助燃，逐渐烧为明火，点燃卡布隆布，货舱隔层帆布电缆包皮以及货物中的棉毯等物品，烧穿地板，酿成火灾。根

据是：

(1) 调查证实，在起火点的第12排座位附近的乘客中有人吸烟，并碰掉过座椅扶手的烟灰缸；

(2) 检查发现，202号机第12排座椅附近滑轨与飞机内壁板之间没有挡隔的金属压条，呈现缝隙，能掉进烟头火种；

(3) 检查202号机并抽查同型其他飞机，发现地板下确实有上述纸屑、地毯绒毛等可燃物品存在；

(4) 现场发现的火焰走向及燃烧顺序迹象，阴燃转为明火的时间等，经科学检验，均符合上述分析。

4.5 飞机失火事故调查中的几个技术问题

飞机失火调查，主要是根据现场情况、目击者反映和残骸上的火损情况来分析失火的原因。为了在调查中少走弯路，调查人员首先要掌握燃烧的有关知识。下面几个问题在失火调查中是经常遇到的。

4.5.1 燃烧物质

美国国家火灾防护协会（国际性组织）将可以燃烧的物质分为四类：A类为可以燃烧的非金属固体或粉末，如舱内装饰板、座椅垫、轮胎、软管、行李、固体货物等；B类为可燃液体，如燃油、液压油、滑油、酒精、液体货物等；C类为带电的电气设备，如导线、保险丝、继电器、电动机等；D类为可以燃烧的金属，如金属导管、操纵钢索、金属结构、金属设备、货物等。

有人认为金属中只有镁铝合金可以燃烧，其实钛合金、钢、铜等金属都可以燃烧，只不过开始燃烧的温度比较高。例如，钢质零件加温到红热状态，其表面材料就会燃烧并产生掉下来的鳞皮。又如，钛的热导率很小，如果钛合金的转子叶片与机匣摩擦，会达

到很高的温度，钛叶片在熔化之前就可能突然燃烧并产生高温，被烧熔的钛合金碎片能烧穿机匣和导管而造成飞机失火。某种物质是否易燃，除了取决于其材料的性质，还取决于其形状、氧化剂、点火源和环境条件，例如，普通钢在室温下不可能用火柴点燃，但钢如果做成松散的钢棉，却可以用火柴点燃。铝粉在空气中被点燃的温度是645℃，而火柴的温度就能达到735℃。又如，本来不易燃爆的亚麻，如果在厂房内形成亚麻粉尘时，就变成了能被能量不大的静电所点燃的易燃易爆物品。上述特点，在调查失火事故时切不可忽视。当然，飞机失火的主要燃烧物质还是可燃油液。

4.5.2　尾迹

飞机在空中失火或冒烟，在尾部会拖出火焰或烟形成的“尾迹”。向目击者调查时，目击者反映空中冒烟的颜色有助于判断是否空中失火。通过试验得知，可燃油液泄漏但未着火燃烧时，其尾迹是白色（或灰白色）烟雾；当尾迹呈浓黑色烟雾，说明空中已起火燃烧，而且火势较大。究竟是否空中失火，最终还需根据残骸判定。

如一架飞机，起飞不久，飞行员发现“呼噜”声增大，感到发动机有问题而返航，当作 S 形转弯飞行并向后看，发现左右两侧发动机检查窗包皮处冒白烟，于是报告：“机身包皮有烟，着火了准备跳伞”，并飞向机场。塔台指挥：“关车、断油、灭火、投副油箱，不行就跳伞”。当时塔台出来 6 人看到飞机冒白烟。飞行员关车后又开车成功，但由于不明是否失火，终于跳伞了。事后查明，飞机蒙皮无烟熏、热变色痕迹，说明空中并未起火，而是由于滑油箱盖没盖好，逸出的滑油蒸发形成白色烟雾。

4.5.3　火球

有的飞机坠地事故和空中解体事故有目击者反映：“从地面升

起一个大火球"或"空中有一个火球"。又如,一次某歼击机的飞行事故,目击者看到飞机坠地前空中有3个火球往下掉,接地后在草地上引着了3堆火。现场调查时,在距离飞机接地点400多米处有3块具有煤油味的被烧过的草地,但无任何飞机残骸。当时对此现象很难解释,也不能把它作为空中失火的证据。

近年来,国外对飞机事故中的火球现象进行了研究。火球有两种:一种是飞机燃油箱在空中破坏,冲出的燃油在气流的剪力作用下雾化,被高温金属碎片或摩擦火花、电气火花所点燃而形成火球(如未被点燃,则在空中形成"一股白烟");另一种是燃油蒸气在封闭空间内发生爆燃,增大的压力将油箱或飞机隔舱鼓破,因而在空中形成火球。

第一种火球的生成原因有:

(1) 飞机结构件在空中破坏而使燃油箱破裂;

(2) 飞机坠地时燃油箱破裂(能否形成火球主要取决于飞机的接地速度和接地角度。接地速度大于320km/h,接地角度大于45°时,可能形成持续时间短的火球;坠海、坠湖的飞机也可能形成火球);

(3) 弹丸击穿燃油箱。

第二种火球的生成原因有:

(1) 飞机失火,燃油箱内燃油和油蒸气被加热后爆燃;

(2) 燃油箱内静电电位过高;

(3) 燃油箱通气管处的油蒸气被闪电点燃;

(4) 漏出的燃油积聚在后机身下部,遇发动机热端机件的高温表面而在隔舱内自燃,部分高温燃油与点着的油蒸气一同冲出机外,在空中形成一个或几个较小的火球。

上述事故中有人看到3个火球,可能就是这个原因,该事故结论是:油箱盖未盖好。

火球的直径可用下式计算:

$$d = 3.86W^{1/3}$$

式中 d——火球直径(m);

W——参与燃烧的煤油量(kg)。

假定油箱被火加热后发生爆燃,油箱内有煤油 400L,则形成的火球直径为 26m。

球形闪电是一种罕见的小火球,可能出现在飞机蒙皮上,甚至进入座舱内。

4.5.4 火损

火损是指飞机蒙皮、结构件、机体和货物等被火烧过而造成的各种类型和各种程度的损伤。例如,金属机件被烧后,从它的表面上可以看出有积炭、烟迹、变色、熔化、烧蚀、烧掉等不同程度的火损。火损的类型和程度取决于火情(大小、强度、燃烧时间)、被烧物材料特性、距火源的距离以及环境条件。仔细分析残骸的火损情况,可以为判明是否飞行中失火和查找火源、油源提供可靠的证据。

残骸表面的热变色,服从于各种金属和非金属材料在不同温度下形成各种热变色的规律。残骸的表面变色取决于燃烧的温度和作用时间。例如,钛合金在 370℃ 下作用数小时后的颜色与在 540℃下作用几分钟后的颜色相同。因此,根据热变色判断残骸所受温度时,必须根据其他情况先假定一个作用时间,对某些材料还可以根据表面层以下材料的变色情况来判断燃烧的时间。例如,飞机油漆在 200℃ 开始软化,300℃ 开始变色,430℃ 开始起泡,500℃左右烧焦(黑色)。检查时可用小刀将表面烧焦的漆层刮开,如果燃烧时间不长,可观察到表层以下的油漆有不同的变色情况。此外,根据一块残骸两端的不同热变色,还可以判断火源的方向。例如,一块不锈钢残骸的两端呈不同的浅蓝色,则蓝色较深的一端距热源较近。

火损的另一方面是金属强度的降低。例如，一种铝合金在200℃加热30min，在230℃加热10min，在290℃加热3min或在315℃加热2min，都会使其强度下降10%。检查残骸时可用硬度试验的方法来确定其强度下降量，然后估计一个燃烧时间，即可得出该残骸所受过的最高温度。

铝型材在接近其熔点的温度下受到冲击载荷而断裂时，破坏处分层裂开形成扫帚状或羽毛状外观。这种特殊的残骸是飞行中在一定时间内受到超过510℃的高温，然后在坠地时受到冲击载荷而断裂的。这种情况在空中失火事故中不难找到。因此，这是飞行失火的重要证据。例如，1970年瑞航有一架客机飞行中失火后坠毁，当时驾驶员曾报告："货舱失火"，"座舱冒烟"；最后报告："什么也看不见了"。该机货舱有一均压孔通向客舱，检查中发现该处的地板铝构件和孔边铝型材有若干断裂处呈扫帚状。对这些铝构件残骸作微观硬度检查，得出了当时的温度分布，并用传热理论估算出它们曾经受到510℃以上温度的时间是6min～8min。此结果符合当时的飞行情况。据此，得出了火烧进客舱的时间和地点。

4.5.5 爆燃

爆燃(deflagration)是可燃气体在封闭的空间内以亚声速的低压燃烧，属于爆炸的一种化学反应，如油箱内的燃油蒸汽爆燃、缓冲器内液压油蒸汽爆燃等。燃油蒸汽爆燃时的最大压力，可按等容燃烧公式估算：

$$P_2/P_1 = T_2/T_1$$

式中 P_1、P_2——分别为爆燃前后的压力；

T_1、T_2——分别为爆燃前后的绝对温度(K)，暴燃后的最高温度为2273K。

当爆燃前油箱内压力为1atm[①](国际标准大气压)时,爆燃后压力为

$$P_2 = (2273/298) \times 1\text{atm} = 7.6\text{atm}$$

飞机油箱结构的破坏压力一般为3atm~4atm。实际爆燃压力可能低于7.6atm,但仍足以破坏油箱结构。

爆燃造成的金属结构件断口为拉伸破坏断口。爆炸造成的断口则为剪切破坏断口。

4.5.6 闪燃和闪火

闪燃(flashover)和闪火(flash fire)是飞机座舱失火后期,从局部小火突然发展成整个座舱的猛烈大火的两种燃烧现象。它们发生后20s~30s,舱内人员就不能生存。闪燃是失火产生的热量在客舱的上部积聚,辐射热向下传到舱内,使舱顶、壁板、座垫等材料达到自燃温度后几乎同时着火。闪火是客舱局部区域失火后,舱内材料燃烧中产生的可燃气体,积累到一定程度后被点燃(通常在舱顶内被点燃)。据试验,客舱着火初期,上半部有烟,下半部无烟,有烟区的温度很快上升到500℃以上,而下半部温度还不高,舱内人员还可以逃生。从舱顶处有烟算起,经1.5min~2.5min后发生闪燃,使整个客舱形成一片火海。例如,1980年一架沙特阿拉伯的三星客机,因飞行中客舱失火而返航,着陆后驾驶员停车并关闭空调后,舱内随即发生闪燃,机上301人全部死亡。



① 1atm=1.01325MPa。

第5章 飞机操纵系统事故的调查与分析

飞机操纵系统用来供飞行员操纵飞机，以保持或改变飞机的飞行状态。因此，操纵系统的工作状况直接影响飞行安全性。每一起飞行事故调查，调查人员都必须判明飞机操纵系统的工作状态。如果怀疑操纵系统空中发生故障，要进一步对操纵系统残骸进行全面检查、对比分析、模拟试验，判明其是否故障、故障部位和故障原因。

5.1 飞机操纵系统事故的概况

航空安全和波音商业飞机公司2005年5月公布的资料显示，按国际民航组织商业航空安全组(CAST/ICAO)对事故的分类，1987年—2004年，世界范围内商业喷气式飞机发生的226起灾难性事故中，飞行中失去操纵(LOC－I)事故36起，死亡2524人，死亡人数仅次于可控撞地(CFIT)排在第2位，如图5－1所示。

NTSB 2001年度美国通用航空事故回顾报告显示，1992年至2001年10年间，发生涉及失去操纵(loss of control)的通用飞机飞行事故6369起，占全部事故的32%～35%；其中灾难性事故1087起，占全部灾难性事故的44%～53%，如图5－2、图5－3所示。

有关统计资料显示，军用飞机操纵系统故障导致的事故的比率比较高，约占机械原因飞行事故的10%～20%，仅次于发动机故障，排在第2位。

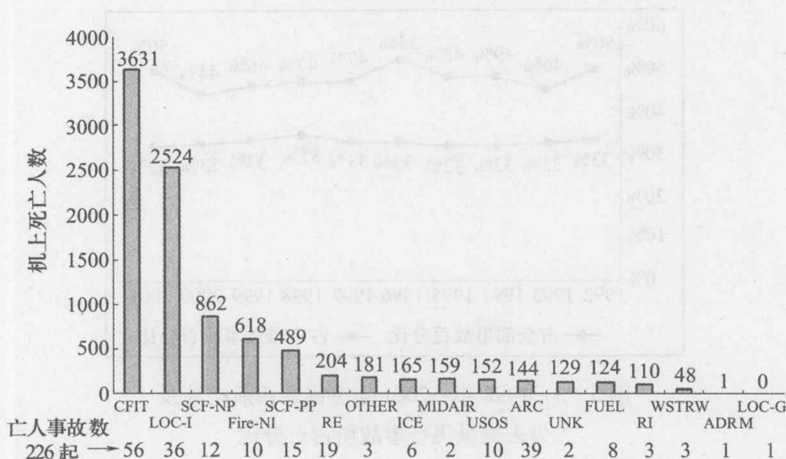


图 5－1　1987 年—2004 年全球商用喷气飞机各类事故起数及机上死亡人数

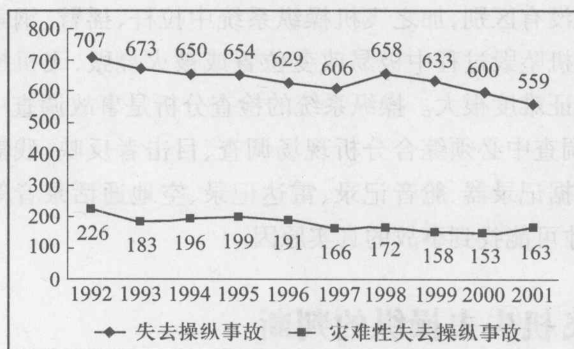


图 5－2　1992 年—2001 年美国通用航空涉及失去操纵的飞行事故

飞机失去操纵的原因可能是多方面的，大气湍流等环境因素、设计限制或设备故障等飞机因素、错觉或驾驶技能不足等飞行员因素都可能导致飞机失去操纵。因此，在事故调查中，首先要确定

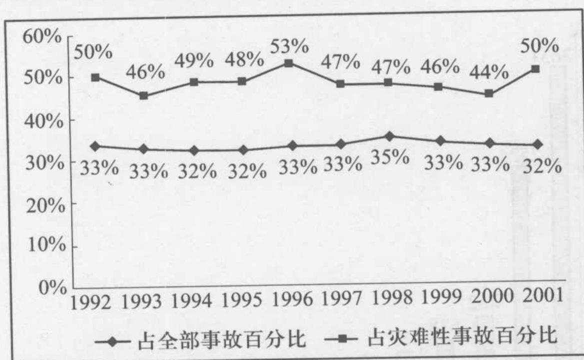


图 5-3　1992 年—2001 年美国通用航空涉及失去操纵飞行事故所占百分比

飞机是否可能失去操纵，其次调查确定是什么因素导致飞机失去操纵的。由于飞机操纵系统故障导致的事故与飞行员昏迷、错觉或操纵错误等原因造成的事故，在飞机动态和事故现场等方面的特征基本没有区别，加之飞机操纵系统中拉杆、摇臂、钢索等传动部件在飞机坠毁过程中极易改变位置或被火烧毁，飞机操纵系统的检查取证难度很大。操纵系统的检查分析是事故调查中的重点和难点，调查中必须综合分析现场调查、目击者反映、残骸分析以及飞行数据记录器、舱音记录、雷达记录、空地通话录音等多方面的信息，才可能找到事故的真实原因。

5.2　飞机失去操纵的判断

飞机失去操纵的原因有飞行员、飞机和环境三方面因素，本章主要介绍飞机因素导致失去操纵的情况，指操纵系统组件发生故障，或飞机气动外形被破坏，使飞行员操纵飞机却不能改变或保持飞机飞行状态的情况。判断飞机是否失去操纵及操作系统是否故障的一般方法如下。

5.2.1　根据飞行员和目击者的反映判断

飞机失去操纵或飞机操纵系统空中发生故障，飞行员操纵驾驶杆时会明显地感到杆力发生变化（增大或减小）、驾驶杆扳不动（卡住）、自动倒杆，飞行状态自动改变（俯冲、上仰、横滚等）；或驾驶杆操纵正常，但不能保持或改变飞行状态。目击者看到飞机状态变化剧烈或保持状态不变坠地等。

如果目击者看到飞机在接地前有避开山峰、村庄、人群等拉起、改出俯冲或改平坡度等改变飞行状态的现象，则说明飞机是可以操纵的。

受观察时机、位置、光线和对飞行事物的认知水平等诸多因素的影响，目击者的反映不一定十分准确，特别对极短时间内相继发生的几个事件的先后顺序的观察和记忆，还有可能是错误的。因此，对目击者的反映应作为分析参考。

5.2.2　根据飞参等客观记录分析判断

飞机数据记录器记录了飞行中飞机的操纵量输入、操纵面的变化和飞机响应过程中的很多参数，利用这些数据可绘出参数曲线图，也可绘出飞机三维运动轨迹，便于分析飞机是否失去操纵和飞机操纵系统的工作状态，对分析确定飞机操纵系统在空中发生的情况，有着其他方法手段无法比拟的优势。对于 20 世纪 70 年代中期出现的第三代超声速战斗机，由于广泛采用电传操纵或飞控系统等主动控制技术，其工作原理与早期第一代、第二代飞机的机械操纵系统具有明显区别，其操纵舵面偏转角不仅与飞行员的操纵指令有关，还与飞机的运动参数（过载、迎角、角速度、动压、静压等）有关，系统由计算机控制。这类飞机操纵系统工作状态的分析判断较为复杂，且一般为多余度系统，仅仅依靠对操纵系统残骸检查有时难以判明，必须利用飞参记录数据对操纵系统进行分析。

利用飞参数据分析时，一般按各操纵通道对飞参相关数据分类，如分析飞机纵向操纵性时，要分析杆位移、平尾偏转角、迎角、俯仰角、法向过载、飞行速度、飞行高度等参数是否正常、合理，还要分析有关飞行轨迹参数是否与飞行任务和飞行要求相符。因此，在分析飞参数据时，需要了解飞行任务情况、每个阶段及每个飞行动作的具体要求，对比分析飞机的飞行高度、速度、升降率、俯仰角、侧滑角、迎角、过载以及发动机状态参数的保持情况，判断飞机的飞行轨迹有无偏差。

但还应认识到，飞行参数记录也有其局限性。如，记录数据只能告诉我们飞机在空中发生了什么，而为什么发生仍然需要事故调查人员结合对残骸等物证的综合分析，从中找到正确的答案。

5.2.3 根据飞机最后一段运动轨迹判断

可以根据飞机最后一段运动轨迹，推测判断飞机操纵系统的工作状态。图 5 -4 所示为某起飞行事故中，根据飞机接地前与树木、房屋的碰撞痕迹，绘出的飞机最后一段航迹，从图中可以看出飞机飞行轨迹先是俯冲下滑，在 10m 高处水平切断了一排杨树，随后飞机尾撬在高 3.5m 的平顶民房的顶上留下一条划痕，之后飞机上升越过前方高 18m 的一排杨树，显示飞机有拉起的飞行动态，说明飞机在此飞行过程中，有拉杆改变运动姿态的响应。飞机是可操纵的。

5.2.4 根据操纵面的原始位置判断

飞机操纵面的偏转产生的气动力带动飞机飞行状态的改变，因此，飞机操纵面的位置可以反映飞机飞行状态的变化情况，如，平尾前缘下偏或升降舵后缘上偏，且飞机坡度没有超过90°的情况下，说明飞机正处于退出俯冲、下降状态或拉起状态；右副翼上偏、左副翼下偏，说明飞机在向右偏转或滚转。因此，判断出飞机操纵

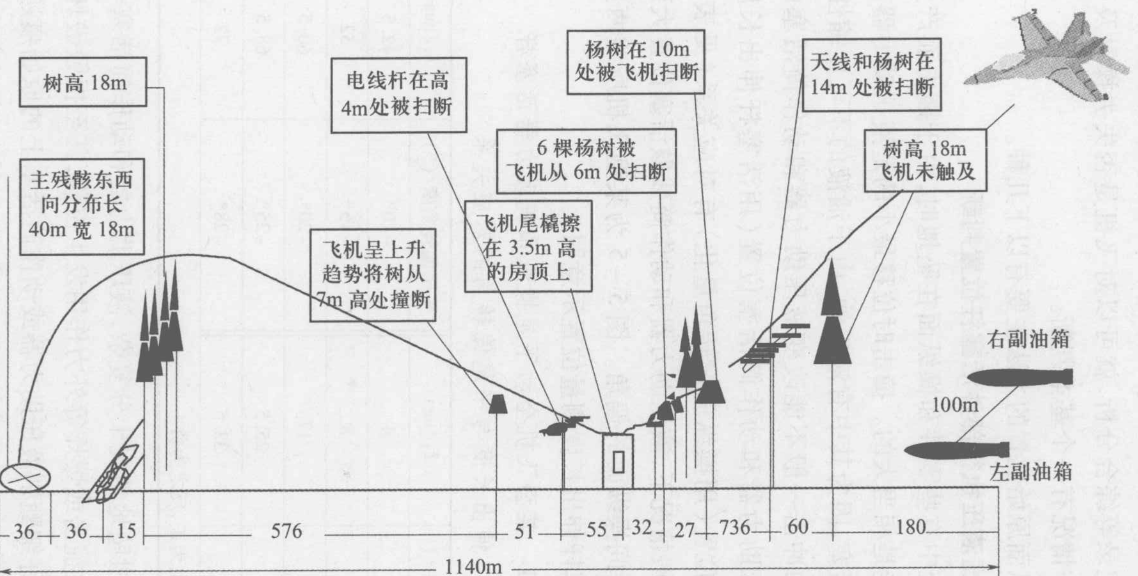


图 5-4 某起飞行事故中飞机最后一段运动轨迹示意图

面在飞机接地瞬间所处的位置,再结合飞机运动轨迹、接地姿态、速度及飞参记录等综合分析,就可以对飞机是否失去操纵及飞机操纵系统工作情况有一个基本判断。

判断操纵面原始位置的方法主要有以下几种。

5.2.4.1 根据液压执行部件活塞杆位置判断

操纵系统中有些零件和操纵面在坠地时,由于撞击而产生的相对位移可能是相当大的。撞击时位移最小的是液压助力器和液压动作筒的活塞,因为其中有液压油,由于油液的不可压缩性,飞机坠地瞬间的冲击一般不能改变液压助力器和动作筒活塞的位置。而且液压助力器和动作筒活塞位置(用活塞杆伸出长度量化)与操纵面位置(用操纵面偏转角量化)有对应关系(见表5-1)。因此,一般情况下,液压助力器和动作筒残骸活塞位置大致反映飞机坠地瞬间操纵面的偏角。图5-5为某型飞机所装两型液压助力器活塞杆伸出长度测量位置示意图。

表5-1 某型飞机全动平尾操纵系统助力器活塞杆伸出长度与平尾偏转角的对应关系

平尾偏转角度/(°)	L_1/mm	平尾偏转角度/(°)	L_1/mm
13°	4	-10°	42.5
10°	8	-15°	52
5°	17	-20°	60.5
0°	25.5	-25°	68.5
-5°	33.5	-28°	72
注:平尾前缘向上为正,反之为负			

当然,飞机坠地情况十分复杂,液压助力器和动作筒活塞也可能因受到二次撞击或爆炸等外力作用发生位移,甚至损毁破坏,具体分析时,需仔细甄别液压助力器或动作筒活塞上的原始痕迹,以便找到坠地瞬间时的撞击痕迹,进而根据撞击痕迹,将活塞恢复到

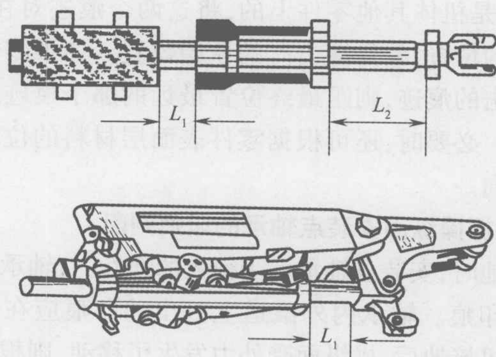


图5-5　两型液压助力器活塞杆伸出长度测量部位示意图

飞机坠地时所处位置,通过对比分析确定舵面的偏转角度。

在飞行事故调查中,首先测量事故飞机液压助力器或动作筒活塞杆伸出长度,再与同型飞机进行对比测量,即可大致知道事故飞机坠地时操纵面的原始位置。也可事先测量各型飞机液压助力器或动作筒活塞杆伸出长度与操纵面偏转角的关系,并制成表格,供事故检查时参考查用,见表5-1。在表5-1中,若测量某型飞机平尾助力器活塞杆伸出长度 L_1 为33.5mm,则查表可知对应的平尾前缘向下偏转5°,飞机处于拉杆状态。

5.2.4.2　根据飞参记录数据判读

对于装有飞行参数记录器的飞机,飞参数据一般都记录飞机各舵面的偏转角度。因此,判读飞参记录数据,可以直接读取飞机坠地前各操纵面的原始位置。如,某起飞机失速,飞行员跳伞不成功的一等飞行事故,飞参记录飞机坠地前副翼角位移为0°,方向舵角位移为-1.64°,平尾角位移为-1.13°,说明副翼、方向舵、平尾处于中立位置,这与飞行员跳伞后飞机各操纵面应回中立位置是一致的,对残骸检查也证实飞机各操纵面基本在中立位置。

5.2.4.3　根据相邻零件表面碰撞痕迹判断

找出一对相撞的痕迹,一个是操纵面上或操纵系统活动零件

上的,另一个是机体其他零件上的,将这两个痕迹对在一起时,对应的操纵面的位置,就是撞击时的原始位置。如果零件上有若干连续相互撞击的痕迹,则距最终位置最远的那个痕迹通常就是最初撞击痕迹。必要时,还可根据零件表面层材料的位移来判断零件移动的方向。

5.2.4.4 根据操纵面安装点轴承的印痕判断

飞机接地时,安装点轴承承受很大的惯性力,轴承滚道上可能被滚珠打出印痕。轴承内外滚道上打出的印痕应在同一对应位置。如果飞机接地后,操纵面受外力发生了移动,则根据内外跑道上的滚珠印痕,可以对应分析出操纵面在飞机接地时的原始位置。由于轴承跑道是一个光滑的弧面,观察轴承跑道最好用球形显微镜。

以上介绍了判断操纵面原始位置的几种方法。在判明飞机坠地瞬间飞机各操纵面的位置后,再根据飞机坠地前的航迹、接地状态进行综合分析,以判断飞机是否失去操纵及操纵系统工作状况。对于有飞参记录仪的飞机,还应对飞参数据(如驾驶杆位移、各方向上的角速度)进行仔细分析,以判断飞机操纵系统是否故障。一般而言,当飞机不是失速、螺旋接地时,如果操纵面的原始位置与飞机接地状态和空中航迹一致(如飞机大角度俯冲接地,平尾偏转在推杆位置,飞参数据记录驾驶杆也在推杆位置),且判明在飞机坠地前,飞行员神志清醒无晕厥,也无其他特殊情况(如错觉),则飞机操纵系统可能有故障。因为,如果飞行员是清醒也没产生错觉,必然会采取改出措施(如飞机大角度俯冲时,飞机员会拉杆)。相反,如果操纵面原始位置与飞机接地状态不一致(如飞机俯冲接地,平尾偏转在拉杆位置,飞参数据记录驾驶杆也在拉杆位置),则说明飞行员已操纵飞机并使操纵面改变了位置,操纵系统工作可能是正常的。在这种情况下,还应查明是否由于高度过低或由于其他特殊情况,造成飞机无法改出。

对无回力助力操纵系统的飞机，调整片效应机构（简称调效机构）中立时，飞行员空中跳伞后，平尾和副翼操纵面应回中立位置，如果不在中立位置，则应查明是否由于液压压力不正常或其他改变了操纵面原始位置的原因。

总之，飞机坠地（水）时撞击后的爆炸或其他二次损伤可能改变操纵面原始位置。事故调查中，根据操纵面位置判断飞机操纵系统状况时，切不可不加分析即由操纵面所处的最终位置判断飞机是否失去操纵及操纵系统是否发生了故障，只有在对各种情况进行了综合分析之后，才能得出比较可信的结论。如从操纵系统残骸中找到故障的证据，则可确定具体故障的部位和故障模式。

5.2.5 根据力臂调节器残骸判断

超声速飞机机械（非电传）平尾操纵系统一般都装有力臂自动调节装置。力臂调节器的臂值随飞行速度、飞行高度的变化而自动调节，力臂臂值大小与飞机飞行速度、飞行高度有一定的对应关系。一方面力臂调节器故障可能影响飞机的操纵性，严重的会导致飞机失去操纵，因此必须查明力臂调节器是否故障；另一方面如力臂调节器没有故障，也可通过力臂调节器残骸确定飞机的飞行速度范围。

检查力臂调节器残骸确定力臂臂值，再根据臂值与高度、速度的对应关系确定的飞机接地时的速度范围与飞机接地时的实际速度是否相符。如果基本相符，说明力臂调节器工作正常，如果偏差较大，则要进一步分析造成偏差大的原因。

飞机接地速度可通过对飞参记录数据、空速表、马赫数表的指示、以及飞机残骸的破坏、分布等情况进行综合分析后确定。

下面以常见的一种力臂调节器（图5-6），介绍测量力臂调节器残骸臂值的一般方法：

（1）直接测量力臂调节器臂值，或从飞参记录数据中读取力

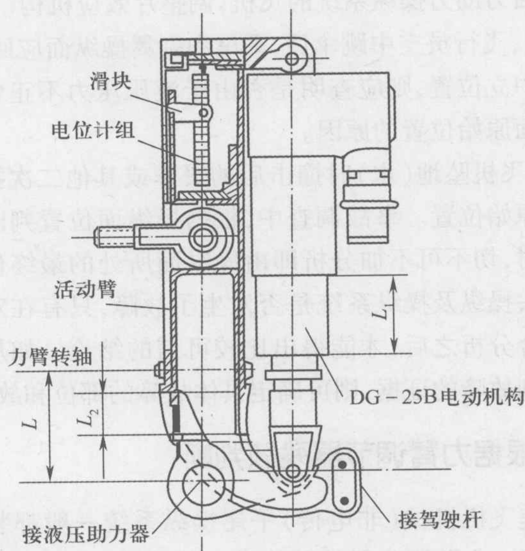


图5－6 力臂调节器示意图

臂臂值。如果力臂调节器外形完好，可以直接用专用量具测量力臂臂值。如果飞行参数记录器记录了力臂臂值，则可直接读取使用。

（2）测量力臂调节器电动机构传动筒伸出长度。由该力臂调节器的结构原理可知，电动机构传动筒伸出长度 L_1 与力臂实际臂值有一一对应关系。因此，测量电动机构传动筒伸出长度 L_1，再对比测量同型力臂可确定臂值。

力臂调节器电动机构传动筒是带内螺旋槽的铝合金圆管，较为薄弱，在一些事故中，该部分在飞机坠毁时受挤压、冲击而破碎，无法测量。

（3）测量力臂调节器镀铬活动臂外露长度。通过测量力臂调节器镀铬活动臂外露长度 L_2（图5－6），可确定力臂臂值。虽然该方法简便，但只适用于力臂调节器残骸较为完整的情况。

飞机坠毁过程中，力臂调节器活动臂部分在外力作用下，很容易与电动机构分离，且镀铬活动臂在一定范围内处于自由状态，可压进或拉出。因此，有些事故不能测量力臂调节器镀铬活动臂外露长度。

(4) 测量力臂调节器电动机构传动筒到电动机构端面的长度。力臂调节器的驱动装置为电动机构，其传动过程是，电动机经3级游星式齿轮减速器减速后，带动3个滑轮在传动筒的内螺旋槽中滚动，推动传动筒作直线运动，从而构成滑轮螺旋变换器。这种滑轮螺旋变换机构在飞机坠毁过程中，相对位置不易改变，且由于减速器内部结构紧固，飞机坠毁后电动机构滑轮部分比较完整，减速器上的传动筒部分也能随之保留下来。因此，测量传动筒到电动机端面的距离 $L_{测}$（图5－7）较为可靠。测量后，可换算出力臂臂值。

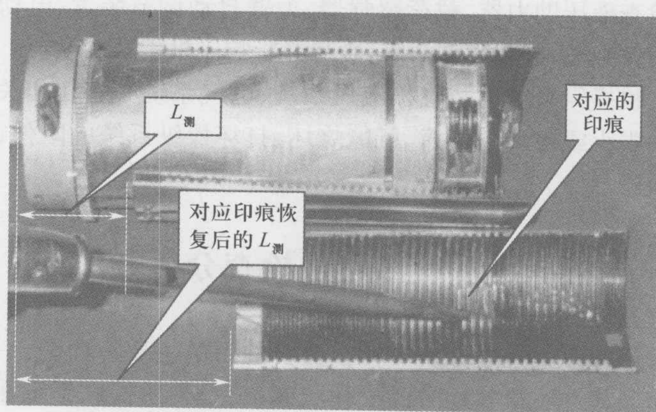


图5－7　力臂电动机构残骸测量位置和印痕

如果力臂电动机构破坏也较严重，以至于无法测量 $L_{测}$，还可将力臂电动机构的铝质传动筒剖开，根据滑轮（共3个）在传动筒内螺纹上撞击时留下的痕迹，对比测量 $L_{测}$（图5－7）。

5.2.6 根据相关部件的位置判断

襟翼、起落架、减速板虽不属于飞机操纵系统,但这些部件的工作也直接影响飞机的正常操纵。如某部一架飞机超声速飞行时突然右滚,飞行员压左杆到极限也未能制止飞机滚转,被迫跳伞。原因是左边襟翼下掉,导致飞机滚转力矩不平衡,造成飞机操纵困难。某型飞机有前缘襟翼,曾发生前缘襟翼拉杆空中断裂,前襟下掉,飞机操纵困难,危及飞行安全的故障。

襟翼、起落架、减速板等坠地时的原始位置,主要通过测量动作筒外露长度和分析指示信号等判断,也可根据飞参记录数据判断。

5.2.7 其他

检查液压助力器、载荷感觉器、力臂自动调节装置、电动助力器等附件残骸,如果发现故障,则势必影响飞机正常操纵。

飞机操纵系统还与飞机液压系统、电气系统等密切相关。飞机空中失火或与外物相撞,可能烧坏、打坏操纵系统的附件,造成操纵故障。

5.3 飞机操纵系统部附件检查分析方法

飞机操纵系统附件残骸检查分析的目的主要有两个:一是判明操纵系统在飞机坠地时的工作状态;二是判明操纵系统在飞机坠地时是否有故障。此外,对力臂调节装置进行检查分析,还可推算飞机接地速度。

5.3.1 检查的一般程序

飞机操纵系统附件虽然结构各不相同,但都遵循外观检查、性

能试验、局部分解、分解等一般检查程序。

5.3.1.1　外观检查

目视检查附件所有能观察到的部分。

检查附件是否完整，是否受到损伤。放出附件内的油液，油液应放入清洁的容器内，以备检查和保存。

测量和记录活塞杆、活门、油针等运动零件的原始位置，判明它们是否卡滞。

检查附件所有的传动机件，包括连杆、螺栓、摇臂、转轴等的连接情况。察看是否有零件脱落、卡死、断裂、变形现象，检查是否使用了不合格的螺栓、保险销（丝）等。如某一架飞机在完成课目返航通场左转加入航线过程中，飞机突然左滚上仰，被迫场外迫降，飞机反扣受损。原因是左平尾助力器拉杆连接螺栓未打开口销，空中固定螺帽松脱，螺栓脱落（图 5－8），导致左平尾失灵。又如一架飞机在起飞上升收起落架时，飞机左倾，机头下坠，飞机在跑道右侧触地起火烧毁。原因是水平尾翼助力器摇臂连接螺栓脱出，飞机平尾失灵。经进一步检查，导致螺栓脱落的原因是该机定检时错装了一个普通螺栓，由于该螺栓比规定的螺栓要短（图

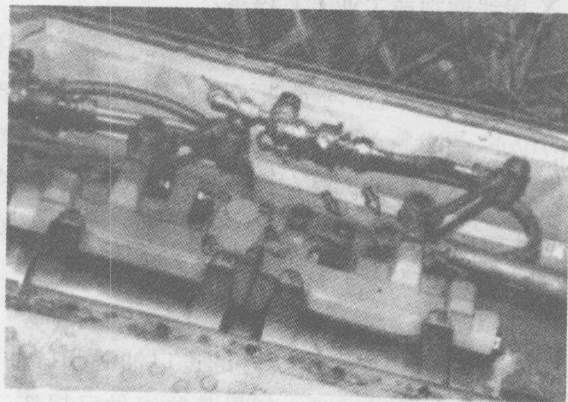


图 5－8　未打开口销，操纵拉杆脱落

5-9),穿上后只露出三扣螺丝,使保险螺帽不起保险作用,致使螺栓空中脱落。

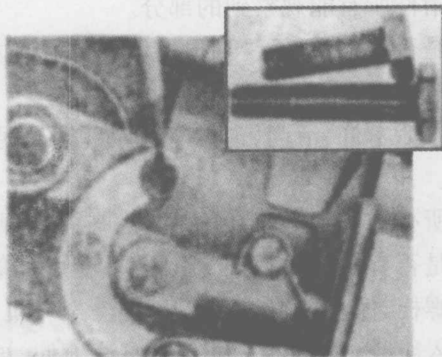


图 5-9　螺栓错装(上为装错的螺栓,下为正确螺栓)

检查附件内部有无杂质。飞机坠地时附件壳体和连接导管往往断裂,可能有泥沙等杂质进入附件内部,只有完整未破裂的附件内部有杂质,才能认为是原来就存在的。发现活动件被杂质卡住,最好立即拍照,以防油液蒸发后杂质脱落。

5.3.1.2　X 射线透视或工业 CT 检查

当怀疑附件内部活门、活塞等零件故障或卡滞时,可使用 X 射线探伤仪或工业 CT 对附件内部进行拍照,确定附件内部活门、活塞等所处的位置,再分析是否有故障。用 X 射线透视检查,也可测量机件壳体壁厚。如某部一架飞机发动机燃烧室局部烧坏,经 X 射线透视检查燃烧室工作喷嘴,发现喷嘴破口处外壁厚度不一,分析认为是强度不足导致喷嘴掉头烧坏燃烧室。

5.3.1.3　性能实验

对损伤较轻的附件,应将清洗好的进口油滤和分油柱塞等重新装配后在试验台上进行试验。如果某些组件已损坏,可以换件后试验。例如,助力器可以更换已损坏的动作筒和活塞杆后试验

分油活门的工作性能。试验台应加装精密的进油和回油滤。如有疑点,可以进行故障再现的模拟试验。

一般情况下,当怀疑附件内部活门、活塞等零件故障或卡滞时,尽量不要进行性能试验。因为,在较高油压下,某些造成卡滞故障的杂质可能被冲走,导致故障现象不能再现。

5.3.1.4　分解检查

拆卸不影响确定附件可调位置的某些零件,或当附件残骸已不可能进行性能试验时,拆卸、分解更多的零件进行检查。

分解前,应制定详细的方案,按分解方案进行分解。当附件受损变形不能正常分解时,可以采用局部或整体解剖。解剖时可使用钢锯、砂轮、铣床,或用钼丝切割。解剖时尽可能减小切口面积,防止损伤附件内部油针、活塞等关键零件。如果用铣床等解剖,最好不要完全剖开壳体,留下几微米厚的壳体,最后用解刀或錾子等打开,这样可以保留壳体内壁上的痕迹,也不会造成油针、活塞等精细零件的二次损坏。切割解剖时最好采用不对称切割,因为,有些损伤是对称的,如果对称切割,可能破坏损伤面。

附件分解后,应检查油针、活塞、导杆等活动零件上有无卡痕等损伤痕迹,如有则应测量其长度、宽度和深度。注意检查痕迹的方向,是否是沿轴向往复的,卡痕长度是否超过活动零件的工作行程,这些情况是区分卡痕和损伤是空中工作时造成还是坠地撞击时造成的基本依据。

5.3.2　载荷感觉器残骸的检查分析

5.3.2.1　故障模式

载荷感觉器是无回力助力操纵系统,为模拟真实操纵情况,使飞行员在操纵时产生操纵杆力的附件,其活动杆既有往复运动,又有转动。载荷感觉器的故障模式主要是卡滞。

5.3.2.2 载荷感觉器卡滞故障现象

（1）飞行员感觉杆力逐渐增大，甚至压不动杆。

（2）关闭液压助力器电门，故障不消失。

（3）飞机难以操纵，这是因为活动杆卡滞后，载荷机构内的弹簧力不随杆位移变化而正常变化，飞行员难以适应。

5.3.2.3 载荷感觉器卡滞原因

载荷感觉器卡滞的可能原因有：

（1）零件加工缺陷。如零件的同心度、垂直度、椭圆度、粗糙度不合要求，弹簧座偏心，活动杆和固定杆光洁度差，零件配合间隙超差等。

（2）壳体局部变形。载荷感觉器意外损伤，或工作中与周围机件（如导线、电缆、框架等）碰撞接触，使其受到外力可能产生局部变形。据试验，副翼载荷感觉器壳体受到3kgf侧向外力时，内部零件就有划伤；侧向外力为13kgf时，内部运动摩擦力增大，并发出不正常的摩擦声，最终造成卡杆。

（3）载荷感觉器内部不清洁或润滑不良。装配时未涂好润滑油或涂错润滑油，密封套损坏，污染物进入附件内部和轴承中，或活动件长期缺润滑油等都可能造成运动紧涩。

（4）安装不当。如固定接耳垫片装反，调整齿板产生位移，造成转动不灵活。

5.3.2.4 检查分析方法

（1）在拆下载荷感觉器之前，先检查其固定、保险是否良好，标记是否错位。检查壳体是否与周围机件相碰或摩擦，固定接耳轴承垫片是否装反。

（2）壳体有局部变形时，应判明是坠地时造成的，还是空中工作时造成的。坠地时造成的伤痕，一般都是单向的一次性伤痕；工作中与其他机件相碰的伤痕，一般是多次往复的擦痕或卡痕。

（3）载荷感觉器分解后，检查固定杆和活动杆上有无卡痕。

如有,要测量卡痕的长度、宽度和深度。如卡痕在固定杆的工作区,且卡痕长度不大于活动杆的工作行程(各型飞机活动杆的工作行程各不相同,如某型飞机副翼载荷感觉器工作行程为 ±12.7mm,平尾载荷感觉器工作行程为 +47mm 和 -64.8mm),并有轴向往复的痕迹,则可能是空中发生的;如卡痕长度超过了活动杆的工作行程,则说明卡痕是坠地时造成的。

(4) 检查活动杆和固定杆的配合间隙是否正常。间隙偏小,容易造成卡滞。检查两者的同心度是否符合要求。

(5) 检查衬筒和钢珠是否完好。

5.3.2.5　载荷感觉器卡滞事例

某部一架飞机飞行中,飞行员感到左右压杆时杆力逐渐增大,并感觉越来越重,飞行员报告操纵困难,飞机返航着陆。着陆后驾驶杆已扳不动,险些造成事故。检查副翼载荷感觉器发现:

(1) 固定杆工作表面上,在工作行程范围内有明显的往复卡痕及金属黏结。用孔探仪检查活动杆内壁对应的工作面上,也有明显的卡痕及金属黏结。显然这是工作中造成的卡痕。

(2) 固定杆不垂直度超过 35″(规定 90° ±2′,实测为 90°2′35″)。

(3) 用量规检查固定杆时,左端凸台能通过,右端凸台约有 3mm ~4mm 不能通过。

(4) 壳体没有与外物相碰和摩擦的痕迹。

通过对副翼载荷感觉器的检查,说明造成空中驾驶杆杆力增大,甚至板不动驾驶杆的原因是副翼载荷感觉器卡滞。

5.3.3　液压助力器、舵机残骸的检查分析

5.3.3.1　故障模式

液压助力器故障模式主要有分油柱塞卡滞,操纵拉杆脱落,高、低压导管装反。操纵拉杆脱落的原因主要是固定、保险不良造

成的，高、低压导管装反问题通过防差错设计已经得到解决，而引起分油柱塞卡滞的原因较为复杂，这里主要讲述分油柱塞卡滞故障的检查和分析方法。舵机的故障模式主要是卡滞，其检查分析方法可参照分油柱塞的检查和分析方法。

5.3.3.2 分油柱塞卡滞现象和特征

（1）飞机出现非操纵的俯仰或横滚。

（2）飞机大角度、大坡度或反扣状态接地，或是失速、螺旋接地。飞行员跳伞后，助力器活塞杆不在中立位置。

（3）检查飞机液压系统油滤有杂质，特别是有高硬度杂质或有大量的低硬度杂质。

（4）主、副分油柱塞不在中立位置，主、副分油柱塞已卡滞，在分油柱塞和套筒上有卡痕，卡痕是单条或多条平行的划痕，其长度不超过工作行程。两个分油柱塞上都有卡痕，或主分油柱塞上有卡痕，副分油柱塞上锈蚀或有其他能造成卡滞的迹象。飞机坠地时也可能使分油柱塞产生移动，如果卡痕长度明显超过工作行程，则说明是飞机坠地时造成的。

（5）用显微镜观察有卡痕的分油柱塞，可能在有卡痕的区域内发现干摩擦区。干摩擦区的特征，一是有轴向划痕，二是有金属黏结，即其表面氧化层受到破坏后，分油柱塞上有金属颗粒脱落，而套筒上的金属颗粒黏结在分油柱塞上。干摩擦区表面的显微硬度比正常区域大30%～40%。

5.3.3.3 分油柱塞卡滞原因和检查分析

正常情况下，移动分油柱塞只需一个很小的克服摩擦力的力，约为0.3kg～1.5kg。但是，在某种情况下，移动分油柱塞可能需要几千克、几十千克、甚至更大的力，通常称这种现象为卡滞。其危害是加剧分油柱塞的磨损，降低工作寿命；当卡滞力过大，人力不能克服时，将造成驾驶杆卡滞或自动倒杆，危及飞行安全。

对具有主、副分油柱塞的助力器，分油柱塞卡滞有两种情况。

一种是主分油柱塞卡滞,此时飞行员操纵时带动副分油柱塞工作,杆力有所增大,但仍能安全飞行。另一种是主分油柱塞卡滞,而副分油柱塞原来就有故障,此时驾驶杆不能操纵,必须采取其他措施,如转为人力操纵或转为电动助力器操纵,甚至弃机跳伞。从助力器长期使用实践证明,分油柱塞卡滞的概率很小,特别是主、副分油柱塞在一次飞行中先后卡滞的情况几乎不可能发生。在新机上,由于大量采用防卡滞设计,如平尾助力器的分油机构采用旋转式平板阀,这种平板阀有较强的防卡滞能力,不需要副阀。在使用中,如果阀板和阀座之间有杂质造成卡滞时,阀板可在油压力作用下克服作用在柱塞上的油压力和弹簧力而抬起。杂质则在阀板抬起的瞬间被高压油液冲走,使助力器恢复正常工作。因此,采用防卡滞设计的助力器卡滞的概率更小。

一般分析认为,造成分油柱塞卡滞的原因可能有:间隙中进入高硬度杂质,划伤分油柱塞,使柱塞表面产生干摩擦区。或分油柱塞本身锈蚀、有毛刺或有加工质量缺陷。此外,油液分解出来的胶状物也可能是造成分油柱塞卡滞的原因。

试验证明,间隙中的高硬度杂质能够造成分油柱塞卡滞。当液压系统不装油滤时,杂质大量进入间隙中,工作一段时间后就可能造成分油柱塞卡滞,卡滞力可达20kgf。卡滞力的大小与间隙中进入的杂质多少、大小、硬度有关,杂质越多、越大、越硬则卡滞力越大。飞机使用中也曾多次发生分油柱塞被杂质卡住的故障。如,某部一架飞机空中驾驶杆推不动,转电操纵后安全着陆。分解检查平尾助力器发现,分油柱塞上有两根头发丝粗细的金属屑。又如,某部一架飞机转场着陆时驾驶杆卡住,飞行员连拉3次才拉动。地面检查未找到原因,继续使用,几天后飞行,空中又发生驾驶杆自动右倒故障。检查发现,液压系统油滤损坏,液压助力器内有金属屑。可能正是这些小小的金属屑造成了分油柱塞卡滞。

分油柱塞被杂质卡住,在其工作表面有卡伤的痕迹。这些痕

迹的特征是:卡痕的方向沿轴向,长度在分油柱塞的行程之内。卡痕沿轴向的深度基本不变,但在卡痕的终止点,深度和面积可能增加。

杂质的材料不同,卡痕也不一样。当间隙内进入了高硬度金属屑时,分油柱塞的轴向划伤是明显的。一般地,间隙内进入个别硬度较低的金属杂质,如铝屑,不致损伤分油柱塞。但这种低硬度的杂质进入间隙过多时,也可能损伤分油柱塞,其特征是,柱塞表面的划痕不均匀,很像金属干摩擦形成的磨伤,只是损伤区内无表面硬化现象。

要判明分油柱塞是否发生了卡滞故障,仅仅依据分油柱塞的表面损伤特征进行判断,有时是不够的,还应该估算卡滞力的大小。根据配合件的表面损伤情况精确计算当时的卡滞力是很困难的,因为这涉及金属材料的黏附变形特性等许多不易评定的因素。目前,还没有精确计算卡滞力的方法。

分油柱塞工作表面锈蚀后,对卡滞力有极大的影响。如,某部在地面检查一架飞机液压助力器副分油柱塞的工作时,双手都拉不动杆,原因就是副分油柱塞表面锈蚀。又如,某部一架飞机飞行中,飞行员反映平尾空中抖动、杆重,地面检查发现主分油柱塞锈蚀。

分油柱塞锈蚀的特征是,表面失去光泽,严重时有黄色或褐色锈斑,除去疏松的锈后,表面上可能有黑色的麻点。在事故检查中,判断分油柱塞锈蚀并不困难,问题在于怎样区别锈蚀是坠地后产生的还是坠地前就有的。据试验,分油柱塞在人造海水中浸泡12h 表面泛黄,浸泡 24h 则严重锈蚀。为了防止分油柱塞事故后发生锈蚀,应尽快进行助力器残骸检查,并做防锈处理。

事实上,分油柱塞残骸的检查和分析存在很大的难度。如何区分残骸特征,分油柱塞卡滞原因和机理到底是什么,这些问题还有待于进一步研究。

5.3.3.4　分油柱塞卡滞事例

某部一架飞机飞行中驾驶杆自动后倒，飞机上仰达20°，飞行员立即双手推杆，并用平尾调整片效应机构减小杆力，才使飞机恢复平飞姿态，但仍需用力顶杆，飞行员小动作量操纵飞机安全着陆。

地面检查，调效机构从中立位置伸出10mm，驾驶杆后倒，平尾前缘向下。用地面油泵供压检查平尾操纵时，机上突然发出“嘭”的一声，驾驶杆和平尾恢复正常。进一步检查右平尾助力器，发现系统回油滤和助力器进油滤内有金属屑和较多的其他杂质。拆下助力器的主、副分油柱塞，发现其中一个柱塞的第二凸台上有长2.13mm、宽0.21mm、深0.008mm的划痕，划痕长度在工作行程内。故障原因可能是油液中的杂质卡住了右平尾助力器主分油柱塞。

5.3.4　力臂调节器残骸的检查分析

力臂调节是机电机构，结构复杂，曾经发生过事故征候以上问题的故障主要有，力臂调节器全、静压导管接反，力臂调节器导线接反，大臂终点电门失效，力臂控制盒故障，电机炭刷上有油渍、炭刷架导线脱落、炭刷严重磨损不能与电机换向器接触，导致电机不工作，电机烧毁。力臂调节器故障在各型飞机上均有发生，属多发性、危险性故障。这里对其故障现象、特征和检查内容做较为详细的介绍。

5.3.4.1　故障模式

力臂调节器故障模式主要有停臂和反调两种。停臂故障又分力臂手动、自动均不工作和力臂手动工作正常，自动不工作两种情况。

5.3.4.2　故障现象和特征

力臂调节器故障影响飞行员操纵飞机，导致飞机出现飘摆、反

应迟钝、俯仰摆动和杆重等现象。

由力臂调节规律可知,在低空、大速度飞行时力臂处于小臂位置,若此时力臂故障停在大臂位置不受调节时,飞行员按正常规律操纵飞机,势必操纵过轻过灵,修正过度,飞机容易出现大幅度飘摆。因力臂调节器故障造成飞机大幅度飘摆时,飞机会产生交替正、负载荷,造成飞机状态急剧变化,在此情况下,飞行员难以控制身体,只能随飞机的剧烈上仰、下俯而运动,尤其在大负载荷情况下,飞行员身体悬空,失去平衡,手离驾驶杆,双脚不能蹬舵,导致无法操纵飞机。此外,由于大载荷来得突然猛烈,飞行员身体和头部可能与座舱和座舱盖撞击,造成飞行员丧失意识,失去操纵飞机能力。飞机飘摆时,目击者可能看到飞机多次出现上下摆动、左右摇晃现象,或反映飞机忽高忽低,处于极不正常状态。残骸检查方面,载荷因数表正、负记录指针指在极限或较大载荷位置,飞行员头盔和座舱盖玻璃有相互撞痕,力臂在大臂位置,大臂信号灯亮,机翼、翼根整流包皮和副翼外端变形或有翘起现象。此外,飞机出现飘摆,飞行员可能看不清仪表,耳机插头、座椅安全带、氧气导管等可能被拉断或甩掉。

当力臂故障停在小臂位置时,会使高空、低速飞行特别是着陆时飞机的操纵性变坏,和正常情况相比,需要增加杆力和杆量,飞机操纵响应迟钝。这种情况下飞行员操纵驾驶杆还会感到杆重。小臂着陆时,飞机修正困难,飞机下滑线保持不好,找不准接地点,飞机容易掉跑道头,或造成粗猛着陆。

5.3.4.3 力臂调节器故障原因

1. 停臂故障

(1) 力臂手动、自动均不工作。原因主要是电机不工作,或力臂伸出到极限被卡死,或电机虽工作但无输出。因此这类故障的原因之一是电刷与整流子接触不良,造成电机不工作。主要有:电刷和电刷架受油污、水气、炭粉污染;电刷弹簧疲乏,弹性下降;炭刷

架变形;电机工作电流大,引起积炭和烧伤,造成电刷与整流子接触不良;电机导线假焊脱开;电刷引线与转子相磨断脱;炭刷架接线松脱;力臂控制盒内电容被击穿等。原因之二是终点电门失效,如顶杆弹簧疲乏、触点积炭等,或终点电门行程间隙不符合要求。原因之三是电机输出轴上销子掉出或断裂,电机不能正常输出功率。力臂调节器导线接反也是导致力臂手动、自动不工作的原因。

(2) 力臂手动工作正常,自动不工作。这类故障主要是控制盒或全、静压装置故障引起。原因有:控制盒内的负极线断或分压器的动触点固定不良,造成桥压低或无桥压;速度电位计负极线断或接触不良,速度电位计电刷电位始终高于回输电位计电刷电位,造成极化继电器线圈有电流通过,产生磁电势始终使大力臂继电器接通,电机工作带动力臂向大力臂方向伸出,并最终停在大臂位置不受调节;回输电位计正线或负线断,正线断力臂停在大臂位置上不受调节,负线断时力臂停在小臂位置上不受调节;回输电位计电刷断开或接触不良;极化继电器不工作,或控制盒内有外来物卡在大力臂或小力臂继电器内,使触点断路或衔铁卡住;大、小力臂继电器线圈的输出线断路;全、静压管路接错、堵塞或结冰,如管路接错,则无论速度、高度怎样变化,速度电位计电刷停在最上位置,而使力臂始终停在大力臂位置不受调节。上述这些故障都会引起力臂调节器停臂。

2. 反调故障

力臂调节器反调的原因主要是电动机制动性能不良。由于检修或维护不当,如使用油腻擦布、油脂擦洗刹车盘等,使得电机制动装置效率降低,电机不能在瞬间被制动停转,回输电位计就会超过速度电位计或高度电位计电位,产生反电流,使电机反转,出现反调。其次是结构原理上带来的反调,有三种情况,一是极化继电器性能不稳定,释放迟滞。极化继电器释放迟滞性大,则极化继电器工作时,有一定的断开电流值,造成系统断续工作,在电机的带

动下，使系统反向工作，出现反调。二是静压膜盒中高度电刷接触不良，或回输电位计受炭粉、油垢污染，电位计锈蚀或接触压力小等，造成力臂调节混乱，导致反调。三是回输电路中阻值匹配不当，选取过小，造成正回输过强。

此外，力臂调节器还有一类所谓拍合故障，其原因主要是电源电压不稳定或线路电压降过大。由于电压不稳定，分压计电压也不稳定，从而影响极化继电器的工作可靠性。当电压减小时，接触点可能断开；当电压回升时，接触点可能接通。这样，随着电压波动，接触点忽通忽断，系统便出现所谓拍合故障。

5.3.4.4 力臂调节器残骸检查分析

检查力臂调节器残骸主要有两个目的，一是推算飞机接地速度；二是查明力臂调节器是否故障和故障部位。这里只介绍力臂调节器残骸检查程序和内容。

(1) 外观检查。检查力臂各部件固定、保险、铅封是否完好，是否受到损伤，并清洗外部。

(2) 测量臂值。

(3) 性能试验和分解检查。

当力臂无损伤或损伤较轻，可进行力臂性能检查，如通电检查力臂“自动”、“手动”工作情况，检查力臂指示器指示和臂值是否相符。测量电机和控制盒内正负线路电阻值，正、负线与壳体绝缘电阻是否符合技术要求。测量电机换向器与轴、轴承之间的绝缘电阻，应为无穷大。

力臂残骸损伤较重，应进行分解检查，主要是检查力臂电动机构有无电气损伤和在工作中受撞击的迹象。检查导线、电刷、转子换向器、漆包线等有无过热、烧伤、击穿、错误连接、绕组绽开或短路等迹象，特别注意检查可能引起电机工作的故障情况。如检查导线、插头是否良好，微动开关导线焊接是否良好，电机内有无外来物；检查电动机构后端盖、电机内部、换向器、刹车盘、电机定子

等处是否有过多炭粉和油污,是否有受潮现象;检查电动机构传动部分涂油是否过多,或使用了不合格的润滑油;检查正、负炭刷工作面是否光亮,判明炭刷是否能与换向器接触上,检查炭刷引线、炭刷安装是否良好,炭刷架是否变形,测量炭刷高度和弹簧片弹力是否符合规定;检查控制盒内全、静压管接头和膜盒是否完好;检查控制箱、电动机构、指示器等导线固定连接情况,有无假焊、虚焊现象,电位计、电容等零件是否良好,并检查有无外来物等。

力臂调节器残骸分解检查前应制定详细的分解方案。当力臂调节器残骸受损变形不能正常分解时,可以采用钢锯、砂轮、铣床或钼丝切割等方法进行局部或整体解剖。解剖时要尽可能减少破坏面积,防止损伤内部零件。

5.3.5　调效机构残骸的检查分析

5.3.5.1　故障模式

调效机构故障主要是内部电气故障,造成调效机构电机误工作,带动活动杆伸出或缩入到极限位置,或电机故障,使活动杆停在偏离中立过远的位置,导致飞行员操纵飞机困难。如果故障发生在起飞、着陆阶段,还有可能导致事故。

5.3.5.2　故障特征和检查分析

调效机构故障,可导致驾驶杆自动偏离中立位置,向一个方向的杆力增大等。其故障现象与液压助力器故障现象有相似之处。因此,仅从驾驶杆的偏离和杆力的变化情况,难以准确判断故障部位。但是,对于某些飞机,转为电操纵后现象就明显不同,如平尾助力器故障,转为电操纵后,杆力要明显变化,驾驶杆位置也要发生变化,杆位可回中立或在其他位置,且操纵飞机符合电操纵特点(驾驶杆空移行程增加,杆力增加,且在接通操纵传感器上的“T”型电门后,电动助力器只能使平尾以等速转动,操纵飞机显得迟钝);而调效机构故障,如调效机构活动杆伸出引起的飞机上仰,转

为电操纵后,杆力还可能要增大,驾驶杆位置不会发生变化,仍需用力推杆才能保持飞机平飞。

对调效机构残骸的检查,主要是判明调效机构是否在中立位置。若判明在中立位置,则调效机构可能与事故无关。如果不在中立位置,应判明是飞行员操纵所为还是故障导致的。调效机构的电动机构是不可逆式传动,因此,根据电动机构判断飞机坠地瞬间调效机构所处的原始位置是可靠的。判断方法主要是测量蜗杆的伸出长度,或者是剖开电动机构,根据外筒和零件上的印痕确定调效机构的位置。也可根据信号灯灯丝残骸分析和凸轮机构电门接通位置判断。

5.3.6 其他附件的检查分析

飞机操纵系统还包括拉杆、摇臂、舵面、舵机、自动驾驶仪等,这些附件(机件)故障对飞机操纵影响也很大,其故障模式主要有:拉杆或摇臂断脱,外来物卡住拉杆、摇臂,机体变形、舵面空中破坏,操纵系统间隙过大或过小,自动驾驶仪故障。

5.3.6.1 拉杆或摇臂断脱

拉杆或摇臂断脱后,驾驶杆与舵面失去机械联系,舵面不能跟随驾驶杆偏转,因此,飞行员操纵驾驶杆不能保持或改变飞机的飞行状态。

拉杆或摇臂断脱,杆力会发生变化,且与断脱部位有关。对于无助力操纵系统和有回力助力操纵系统的飞机,杆力变得特别轻。对于无回力助力系统的飞机,载荷感觉器之前的拉杆断脱,杆力变轻;载荷感觉器之后的拉杆断脱,杆力则没有变化。

拉杆和摇臂断脱,各种操纵系统的操纵面在飞机坠地瞬间的原始位置,对无回力助力系统一般也有规律。如无回力平尾助力系统,载荷感觉器之前的拉杆断脱,若调效机构在中立位置,平尾停留在中立位置;载荷感觉器至液压助力器之间的拉杆断脱,平尾

可停留在任意位置；液压助力器之后的拉杆断脱，平尾在气动力的作用下，可偏至极限位置。

为了查明操纵系统拉杆摇臂空中是否断脱，要求尽可能找到操纵系统全部残骸，将已找到的残骸，按照飞机上的连接顺序排列起来，然后仔细检查拉杆摇臂的损伤情况，并确定该损伤与邻近零件的损伤关系。一般而言，空中断脱的拉杆摇臂，邻近的其他零件没有相应的损伤情况。飞机坠地时造成的拉杆摇臂断脱，邻近的其他零件也有类似的损伤情况。断口分析是判断拉杆摇臂是否空中断脱的可靠方法。若发现断口有疲劳特征和材料、工艺缺陷，则拉杆摇臂空中断脱的可能性很大。在判明操纵拉杆是空中断脱后，进行断口分析还可以找出拉杆断脱的原因和断脱的先后次序。

图 5 - 10 所示为某机左副翼摇臂断裂情况，该机在进行大 *Ma* 数试飞时，高度 5000m 飞机振动较大，左副翼舵面操纵失灵，险些造成严重飞行事故。

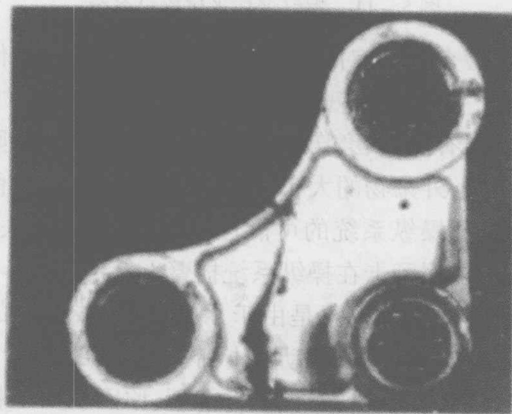


图 5 - 10　左副翼摇臂断裂位置

5.3.6.2　外来物卡住传动机件

外来物卡住拉杆、摇臂时，飞行员感觉杆力突然变重，甚至操纵

不动，使飞机失去操纵而坠地。这种卡住一般不会造成自动倒杆。如，某部一架飞机在起飞离陆时，飞机机头突然上仰，飞行员操纵不动驾驶杆，飞机失速坠地。事故原因是一颗螺钉掉进水平尾翼操纵系统附件中，将水平尾翼卡死在前缘向下位置(图 5-11)。



图 5-11　螺钉卡住平尾操纵系统

事故现场检查中，应对飞机残骸中是否有工具、零件等外来物进行仔细检查。如果发现残骸中有工具、零件等外来物，外来物和操纵系统残骸上有压痕、磨伤等被卡过的痕迹和损伤，则应根据清点工具设备情况、外来物的大小、飞机损伤情况以及遗留在飞机上的部位，判明卡住操纵系统的可能性。如，某机操纵失灵坠地，检查残骸发现，一把钳子卡在操纵系统摇臂上。

操纵系统有些卡住现象是由于水、腐蚀物或变质的润滑油堵塞在活动件的间隙中，造成活动件卡滞。如，某部进行飞机地面检查时发现，带气密套的副翼操纵拉杆卡死，原因主要是杆与衬套配合间隙内被腐蚀物和变质润滑脂堵塞，造成拉杆运动摩擦力大而卡滞。

5.3.6.3　机体变形、舵面空中破坏

飞机机体变形，可能引起坡度故障，也可能使平衡速度变大。

造成飞机机体变形的原因与相撞、飞行过载大、飞机表面损伤、粘有油污、鸟撞等因素有关。

舵面空中破坏可能引起操纵异常，严重时可能造成事故。舵面空中破坏的原因有相撞、飞行过载过大、鸟撞、飞机颤振等。有些飞机的平尾、副翼、方向舵、襟翼后段是铝箔蜂窝结构，飞行中，曾发生方向舵蜂窝结构和平尾蜂窝结构破坏故障。空中相撞可能导致平尾、方向舵、机翼破坏，造成飞机操纵失灵，这样的事故事例较多。历史上也曾发生过飞机飞行中过载大，飞机机翼发生变形，飞行员难以控制飞行状态，失去信心跳伞，导致二等飞行事故。

5.3.6.4　自动驾驶仪故障

装有自动驾驶仪的飞机，自动驾驶仪发生故障后，如果未及时发现并果断断开自动驾驶状态，也会导致飞行事故。如，某部一架飞机操纵失灵，发生一等飞行事故。事故原因是飞机自动驾驶仪纵向系统继电器故障，造成飞机俯仰变化剧烈，飞机失去操纵坠地。

5.4　飞机操纵系统事故调查与分析实例

5.4.1　载荷感觉器卡滞导致的一起飞行事故

1987 年的一天，一架飞机执行特技训练，在飞机下滑增速，高度 5000m、表速 650km/h，飞行员左压杆做半滚倒转，当翻转 180°后向中立回杆时，驾驶杆扳不动，飞机又滚转了 360°。飞行员觉得不正常，立即关闭了副翼助力器电门，并向右压杆，仍扳不动，飞机继续左滚。高度降至 2000m 时，飞行员被迫跳伞，发生严重飞行事故。事后检查副翼载荷感觉器发现：

（1）固定杆和活动杆工作面上均有明显的卡伤和擦伤痕迹。

将两杆的卡痕位置对应后测量，两杆端面距离为5.5mm(见图5－12，中立位置该间距为14mm)，说明卡在左压杆位置。经多名飞行员模拟该课目半滚时的压杆量，测得活动杆压入行程为7mm～10mm，处于左压杆位置，与导向杆卡死位置相符。

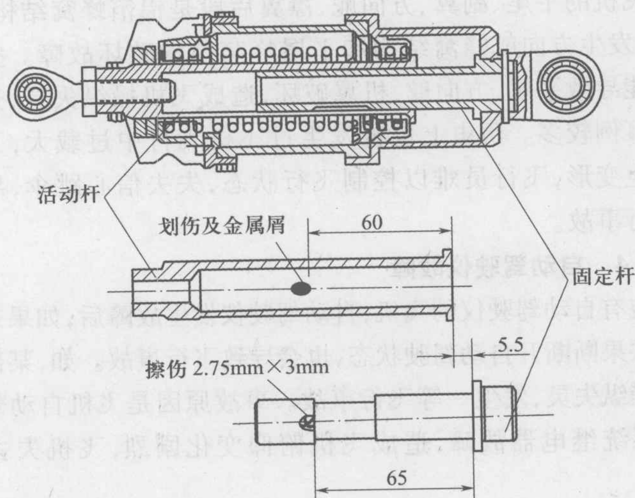


图5－12　将卡痕位置对应后，测量两杆端面距离为5.5mm
（驾驶杆中立时，两杆端面距离为14mm）

（2）用高倍放大镜检查活动杆内壁工作面，发现有明显的轴向往复卡痕，并有金属凸起物。卡痕长度均在工作行程内，固定杆上也有明显的擦伤，说明卡伤是空中造成的。

通过以上检查，可以判断事故直接原因是副翼载荷感觉器卡滞造成的。

5.4.2　调效机构故障导致的事故

如，某部一架教练机夜简训练中，在空域做60°坡度仪表飞行时飞行员突然感到飞机上仰力矩很大，改平飞后仍然需很大的推

杆力才能保持飞机状态。飞行员以为助力系统故障,关闭了平尾液压助力器电门,转为电操纵,但推杆力仍然很大,着陆时推着杆使飞机两点接地。飞机接地后,飞行员松了一口气,减小了向前的推杆力,这时,飞机突然跃起一米多高,飞行员向前推了一下杆,飞机重新接地,造成左起落架缓冲支柱折断,左副油箱损坏。经检查分析,原因是调效机构滑动电门 2、3 号线短路,使调效机构活动杆停在拉杆极限位置。

又如,某部组织昼复飞行,一架教练机起飞约 5min(高度 6500m,表速 600km/h ~ 700km/h),前舱飞行员将调效机构滑动电门向后轻轻抹了一下,随后飞机出现上仰,上仰角达 30° ~ 40°,飞行员要以很大的推杆力才能保持飞机平飞,操纵飞机困难,检查液压压力为 $140kg/cm^2$,力臂调节器工作正常。转为电操纵后,推杆力更大,后舱飞行员先后两次向前推调效机构滑动电门,以消除推杆力,但不起作用。飞机被迫返航着陆,由于着陆过重,跳起 2m ~ 3m,两个副油箱和左起落架护板墩掉,飞行员随即加油门复飞。复飞后飞行员感到难以控制飞机上仰,被迫跳伞,飞机坠毁。现场检查情况:

(1) 飞机以约 10°俯角、10°左坡度接地,接地速度很小,几乎为平拍接地。飞机从机身 20 框处断开,左右机翼从翼根处断开。左右发动机残骸较为完整,放气带在关闭位置。残骸分布在 20m × 20m 的范围内,除两个副油箱和左起落架护板在着陆时墩掉,其他飞机残骸都在飞机坠地点找到。

(2) 根据飞行员空中反映飞机纵向操纵困难,重点对平尾操纵系统残骸进行了检查。对找到的平尾操纵系统的拉杆、摇臂残骸进行检查,未发现有被外物磨伤、卡住的痕迹。平尾助力器残骸外观完好。检查助力器进口油滤无杂质,单向活门良好。助力器在试验台试验工作良好,连通活门工作正常。载荷感觉器残骸外观完好。分解检查固定杆、活动杆无划伤、卡滞、偏磨现象。力臂

调节器残骸外观完好。测量力臂臂值在大臂位置。电动助力器残骸外观完好。通电检查,工作正常。操纵传感器残骸外观完好,工作正常。

(3) 调整片效应机构残骸外观有被地面火烧、烟熏痕迹,插头导线的护套和绝缘层已被火烧损。调效机构活动杆在伸出极限位置,测量活动杆伸出量为86mm(基本为伸出极限位置)。

经综合分析,调效机构电路故障,使调效机构活动杆停在拉杆方向的极限位置,是导致事故的直接原因。

5.4.3 助力器分油活门卡滞导致事故

一架飞机执行昼简四机编队飞行,为二号机,表速700km/h,高度800m,45°左坡度准备返航时,坡度突然增大,飞机反扣下去,当时三号机见状呼叫二号机改平坡度、跳伞,该机飞行员跳伞离机,但因高度低,跳伞不成功,飞机继续左滚坠地。

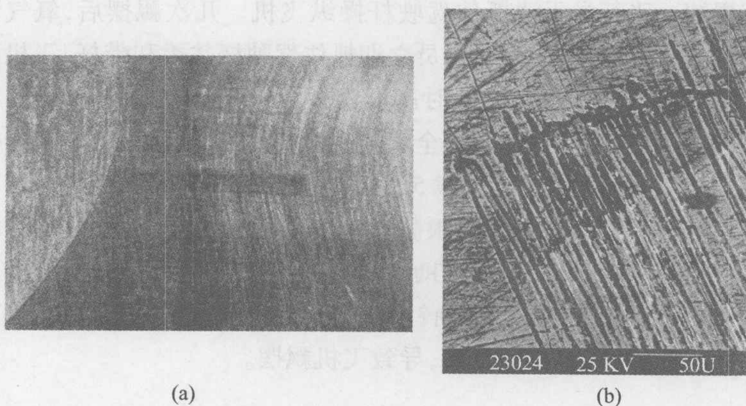
经现场调查和助力器残骸分解检查,主要情况有:

(1) 飞机左滚状态接地,右翼尖接地后反扣。

(2) 副翼助力器活塞杆接地后折断,分解检查发现动作筒内壁有被活塞杆卡出的印痕。根据印痕位置,判断飞机接地时活塞与衬套端面的距离为16.8mm(中立位置时为25mm),相当于左副翼向上偏转7°。飞行员跳伞后,驾驶杆应回到中立位置,但残骸检查判断驾驶杆在左压杆位置。

(3) 主分油柱塞第一凸台边缘沿轴向有长度为2mm的卡痕近20条,沿圆周方向分布宽度约0.5mm,卡痕齐平,且均在工作行程以内,见图5-13。分析认为这些卡痕可能是空中造成的。

通过检查和综合分析,事故的直接原因可能是副翼助力器主分油柱塞卡死在打开位置,使副翼助力器活塞处于向左压杆位置而使飞机自动增大坡度,由于高度低,飞行员来不及处置造成事故。



(a)　(b)

图 5－13　助力器分油活门上的卡痕
（a）卡痕宏观形貌；（b）卡痕微观形貌。

5.4.4　操纵系统间隙过大或过小导致的事故

操纵系统运动配合件的间隙过小时，可能造成机件相磨，增大操纵杆力。如，某部一架飞机起飞 1.5min 后，飞行员报告压杆重，副翼有故障，在随后的 30min 内，飞行员先后 13 次报告副翼操纵系统工作不正常。飞机在对正跑道，高度 3m～4m，距跑道头 100m 准备着陆时，飞机稍带左坡度，接着急剧向右滚转，以大的右坡度坠地，发生严重飞行事故。残骸检查发现，飞机 11 框处的副翼摇臂密封盒内有摩擦损伤痕迹，该损伤痕迹是由于密封盒内间隙过小造成的，致使连接螺栓转动时，开口销与密封盒底部产生摩擦，导致向左压杆重，回杆超过该位置时杆力又突然变小，飞行员难以掌握这种杆力大小变化情况，飞机着陆时因操纵不当坠毁。

操纵系统运动配合件的间隙过大时，可能诱发飞机飘摆。如，某部一架飞机停放后试飞，高度 2000m，飞机增速到 750km/h，突然产生较大的负过载，飞行员头盔撞座舱盖，并出现红视，瞬间丧失意识。之后飞机又出现大的正过载，飞行员被压在座椅上，并出

现黑视。飞行员无法抓住驾驶杆操纵飞机。几次飘摆后，氧气面罩软管套在驾驶杆上，飞行员立即抓住驾驶杆并柔和带杆，飞机停止飘摆，但又出现抖动，此时高度已掉到450m，表速500km/h，减小迎角飞机稳定后，返场安全着陆。检查发现，载荷因数表记录指针指示正过载9.8g，负过载5g，活动座舱盖有三处头盔撞击留下的白漆痕迹，左、右机翼翼根整流包皮变形，平尾前缘部分铆钉变形。分析认为，原因是平尾助力器安装座有活动间隙，飞行中助力器壳体活动量超过主、副油针交迭量，且飞行速度接近平衡速度时，引起空中反复接通油路，导致飞机飘摆。

第6章 飞机动力装置事故的调查与分析

6.1 飞机动力装置事故的概况

飞机早期用的动力是活塞发动机,功率一般可达1000马力~3000马力,飞机的飞行速度最大约为700km/h。1939年,德国亨克尔He178型军用飞机首次实现了采用喷气动力飞行。早期的单轴式涡轮喷气发动机的推力为2000N~5000N,如“彗星”飞机的埃文发动机推力为5100N。此后,为了加大推力,采用了双转子式涡轮喷气发动机,如波音707飞机装的JT3D型发动机,每台推力为6120N,其间还先后出现了涡轮螺旋桨发动机。20世纪60年代后,涡轮风扇发动机的出现和发展不但使推力进一步提高,而且比涡轮喷气发动机相比大大降低了油耗。航空发动机的发展促进了商用飞机向大型化的方向发展,使军用飞机向高空、高速和高机动性方向发展,同时也给自身提出了更高的要求。

航空发动机是飞机的心脏,也是保证飞机飞行的动力,通常可靠性和安全性都很高。但是发动机工作不正常或空中停车,飞机就会因失去动力处于非常危险的境地。对单发飞机来讲,所带来的危害往往是灾难性的。据统计,某国空军近二十年来发生的飞行事故中,发动机故障导致事故约占机械原因严重飞行事故的40%。美国空军号称最安全的单发战斗机F-16,在1975年—1996年由于发动机故障造成飞机灾难性事故88起,约占飞机总

灾难性事故的40%左右;从1992年—1996年的5年中,由于发动机造成的灾难性事故几乎占F-16总灾难性事故的一半。民用航空中与动力装置有关的飞行事故所占比例也是非常高的,据美国NTSB 2001年10月23日公布的公共飞机飞行安全研究报告(NTSB/SS-0101)显示,1995年—1998年通用航空发生的飞行事故中与动力装置有关的灾难性事故247起,占灾难性事故的17%,非灾难性事故1949起,占32%。可见,发动机故障原因导致的事故比例非常高,对发动机残骸进行检查分析是每起事故调查的重点之一。

导致飞机动力装置故障的因素十分繁杂,事故调查中需调查和关注的内容也非常多,通常包括:发动机,燃油、滑油和冷却系统,螺旋桨及调速装置,尾喷管、反推装置(如果有),发动机附件机匣、恒速传动装置、状态调节装置,发动机火警探测和灭火系统,动力装置的操纵机构和发动机的安装固定等。

从我国发动机故障统计中,发动机性能型故障约占发动机总故障数的10%~20%,多表现为发动机推力下降、推力不稳、排气过热、空中熄火和放炮,转速摆动等。发动机结构强度型故障反映的面比较广,类型多、后果严重,约占发动机总故障的60%~70%。其中主要以各种类型的疲劳损伤故障为主,约占发动机总故障的50%~60%,占强度型故障的70%~80%。发动机故障导致的严重飞行事故中,很多是由于强度型故障导致的,如轮盘破裂、涡轮轴断裂、叶片断裂故障等,其原因多为零组件设计不合理。可见发动机强度型故障危害的严重性,因此在事故调查中必须仔细地检查动力装置及其相关部附件,以确定它们是否造成事故的因素。

在大多数情况下,在事故现场全部或部分分解活塞或涡轮发动机是不可能的,对于现代复杂的发动机更是如此。在现场主要进行动力装置外表检查,应特别注意机体与发动机连接的操纵和

供油部件。同时,应大量拍摄现场反映发动机、螺旋桨等动力装置状态的照片,包括油门(桨距)手柄、仪表、刻度盘、盆口位置等残骸的照片,反映怀疑空中漏油和失火部位的拍照对调查是非常重要的。

6.2 飞机动力装置事故的判断

飞行事故中,对发动机残骸的检查,首要的目的是判明发动机在坠地前的工作状态,也就是发动机的转速或功率,判明发动机空中是否停车,其工作状态是否与课目和动作要求一致。下面介绍一些判断发动机坠地瞬间工作状态的方法。

在实际事故检查中,通常是多种判断方法综合运用,相互验证,当有几种方法判断发动机转速结论一致时,则该结论较为可信。

6.2.1　涡喷、涡扇、涡轴发动机

这里主要以涡喷发动机为主介绍判断发动机坠地瞬间工作状态的方法,涡扇、涡轴发动机的判断方法可参照分析。

6.2.1.1　根据压气机和涡轮的损伤判断

飞机坠地时,造成压气机和涡轮损伤的力主要有两种,一种是阻碍转子旋转的力,一种是撞击力。撞击力又与飞机接地速度、接地角以及接地点的土质等因素有关。压气机和涡轮叶片的弯曲、损伤程度,通常是旋转力和撞击力综合作用的结果,在机匣有变形、损伤时反映出来的残骸现象。一般情况,发动机转子损伤程度与发动机转速(旋转力)的平方成正比,与飞机接地速度(撞击力)成正比,发动机转速和接地速度越大,发动机转子损伤越严重,且发动机的转速对发动机转子损伤影响大。因此,在涡轮外环和压气机机匣受撞变形时,可根据涡轮、压气机转子

叶片的损伤程度来判断发动机接地瞬间的转速。损伤、磨伤严重的为大转速,反之为小转速(图6-1~图6-4)。若压气机机匣或涡轮外环受撞击变形的转子叶片既有反旋转方向弯曲的叶片,也有顺旋转方向弯曲的叶片,即有叶片弯曲方向不一致的现象,或部分叶片有顺旋转方向的弯曲,部分叶片没有变形弯曲,或有些叶片穿透机匣,而没有剪断。这些现象都说明发动机可能空中已停车。

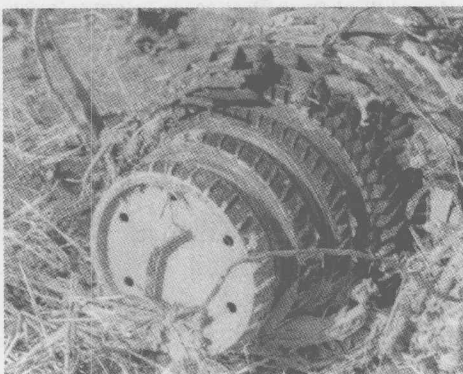


图6-1 大转速接地压气机叶片损伤情况



图6-2 中转速接地涡轮叶片损伤情况



图 6－3　小转速接地涡轮叶片损伤情况

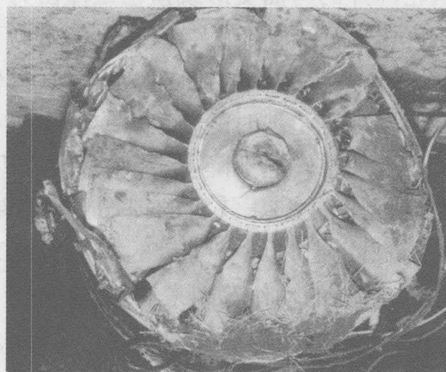


图 6－4　发动机停车压气机叶片无逆旋转
方向弯曲且有双向弯曲

尽管多数情况是以压气机、涡轮叶片的损伤弯曲判断发动机坠地时的转速，但有时要根据事故的实际情况，分别以发动机的某些机件的损伤情况作为判断转速的主要依据。如，当飞机接地角接近 90°，飞机纵轴与地面夹角大于 45°时，首先要检查涡轮轴，如果涡轮轴有扭转变形、扭断或轴与盘的连接销钉全部被剪断，则说明发动机在接地瞬间是大转速；如果涡轮轴没有扭转变形，连接销

钉也未剪断，则说明是小转速。又如，当接地角很小或飞机尾部先接地时，涡轮轴一般没有损伤，接地瞬间涡轮的动能消耗不多，大部分传到压气机上，压气机叶片损伤严重，此时根据压气机转子叶片的损伤程度可判断转速。又如，在起飞阶段造成的事故，有时涡轮外环变形很小，虽然发动机在大转速工作，涡轮叶片的损伤也很轻微，此时需根据其他机件来判断转速。如，某部一架飞机失速坠地，飞机接地速度小（飞参记录为370km/h），接地点土质松软，检查残骸发现，发动机主体除一级压气机受损外，其他部分几乎完整，压气机和涡轮叶片均无弯曲变形，但飞参记录发动机转速 n_1 为77.4%，n_2 为91.44%，发动机接地时处于较大转速工作状态。

压气机和涡轮叶片的弯曲变形或损伤是撞击力和旋转力叠加的结果，有时，压气机、涡轮转子在大转速、小撞击力下造成的损伤程度与中转速、大撞击力下造成的损伤程度相似，仅仅根据转子的损伤程度难以区别发动机坠地时的转速。或者飞机在起飞时失去动力，随即撞地，而发动机转速下降不多，此时压气机、涡轮的损伤可能严重。因此，根据涡轮和压气机的损伤情况判断发动机接地时转速或功率的同时，还必须综合飞机的接地速度、接地姿态、接地点土质、接地前飞行员的动作等因素进行分析。

6.2.1.2 根据飞参记录数据判断

目前，大部分飞机都装有飞参记录系统，可记录发动机的主要参数，如转速、排气温度、加力状态、喷口位置、油门杆位移等，分析这些飞参数据，可以了解发动机在整个飞行过程中的工作状况，不单是坠地瞬间。如某部一架飞机在换发后进行高空“加力”大速度试飞中，发生一等飞行事故。飞参记录发动机在整个飞行过程中，左、右发动机高、低压转子转速、排气温度均正常，进气道调节斜板工作情况符合调节规律，双发加力工作正常。通过判读飞参数据，不仅判明了发动机的工作状态，也排除了因发动机工作异常导致事故的可能性。

6.2.1.3　根据喷口位置判断

目前多数涡喷发动机和涡扇发动机的喷口直径是可调节的，其喷口直径与发动机工作状态都有对应关系。在事故检查中，可以通过确定喷口直径的方法，判断发动机在坠地瞬间所处的状态。确定喷口直径的方法通常是，先测量喷口动作筒活塞杆的伸出长度，然后根据喷口动作筒活塞杆伸出长度与喷口位置的对应关系确定喷口直径。表6-1为某型发动机喷口动作筒活塞杆伸出长度与喷口位置关系。因此，喷口动作筒活塞杆的位置，能反映发动机的工作状态。

表6-1　某型发动机喷口动作筒活塞杆伸出长度与喷口位置关系

喷口位置	喷口动作筒活塞杆伸出量/mm	喷口直径/mm
大喷口	48	640
中喷口	22	590
小喷口	被限动块限动	522

由于喷口动作筒的工作由发动机状态操纵系统电门和液压电磁开关控制，因而，转速控制盒凸轮位置、液压电磁开关位置也可用来判断发动机的工作状态。但当发动机已停车而油门手柄未收回或发动机状态操纵电路发生故障的情况下，喷口可能仍停留在原来的位置不变。此外，动作筒活塞杆坠地时受撞击、挤压也可能产生位移，判断时要考虑这些因素。

6.2.1.4　根据油门操纵系统指示位置判断

发动机正常工作时，油门手柄位置、加力操纵盒分度盘指示角度和主燃油泵油门指示臂位置，直接反映发动机的工作状态。如，某部一架飞机连续起飞，滑跑850m左右以较大迎角离陆，高度2m~3m时，飞机出现左坡度。飞机改平坡度缓慢上升中，又出现

左坡度偏转并逐渐增大，高度约 20m 后，飞机在左转中下掉高度坠地。残骸检查发现，左发油门手柄在慢车位置，右发油门手柄在靠前位置（图 6－5）；左发油门指示臂在慢车区上刻线位置，右发加力操纵盒分度盘指示角度在 90°位置。由此判断事故原因是飞行员漏加左发油门所致。



图 6－5　油门手柄残骸

飞机坠毁时产生的撞击力，可能使油门手柄位置、加力操纵盒分度盘指示角度和主泵油门指示臂位置发生位移，判断分析时要加以区别。

6.2.1.5　根据燃油泵斜盘角度等判断

飞机坠地时，燃油泵的一些机件卡死在某一位置，根据这些位置可以判断发动机坠地时的工作转速。如根据燃油泵斜盘角度，可大致判断燃油泵供油量的大小，从而间接判断发动机的转速。液压延迟器、燃油分配器、升压限制器、等差活门、分油活门等坠地时卡死的位置，也可间接判断发动机转速。总之，事故检查中，可借助这些与转速有一定对应关系的零部件，判断坠地时发动机的转速。但这些零件必须在坠地时卡死在某一位置，若可以活动，就不能作为判断的依据。此外，燃油泵坠地时，内部机件位置可能发生移动，判断分析时也应考虑这

些因素。

6.2.1.6　根据发动机仪表、信号灯判断

对发动机转速表、排气温度表、滑油压力表以及各信号灯残骸进行分析，可为判断发动机工作状态提供重要的依据。图6－6为双发飞机排气温度表，图6－7为发动机状态指示盒加力接通指示灯的灯丝。

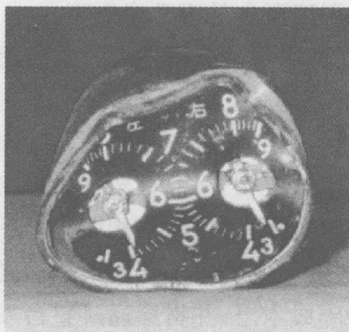


图6－6　发动机排气温度指示器

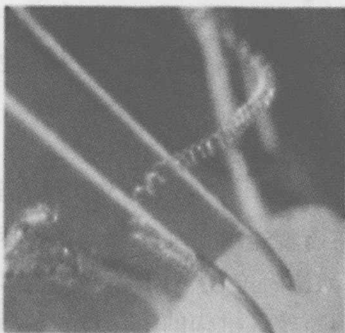


图6－7　发动机加力信号灯

6.2.1.7　根据发动机工作温度判断

发动机工作温度是宝贵的信息。除排气温度表指示外，可供分析判明发动机工作温度的依据还有发动机热端部件内部烧焦的物质及热端部件上的金属喷涂（金属涂敷或金属渗透），以及涡轮

叶片断口或损伤处的氧化膜颜色等。

如果发动机内部发现有烧焦的有机物质,则说明发动机吸入这些物质时是在工作状态。如果热端部件上挂有金属(挂钢、挂铝等),则可按所挂金属的熔点来确定发动机的最低工作温度。如果在发生事故之前几秒钟,发动机已经熄火,则发动机部件的温度已不足以造成金属喷涂。因此,如果发现发动机部件上有金属黏结,则说明发动机工作温度至少是正常或更高。

6.2.1.8 根据发动机燃气通道内是否吸入泥土、木屑等外来物判断

飞机失事前与树木相撞,若发动机处在工作状态,则燃气通道内可能会吸入大量木屑。如,某部一架飞机退出空域返航时,在低高度上拉杆退出中,与树木等障碍物相撞,发生一等飞行事故。检查发动机残骸发现,双发燃烧室外壳与火焰筒之间积有大量木屑。发动机能将树干粉碎成木屑,并贯穿通过整台发动机,说明发动机在飞机撞树时处于工作状态。

飞机以小角度接地时,如发动机处于大转速状态,燃气通道内将吸入大量木屑、泥土等外来物;以大角度接地,通道内也有少量外来物。

6.2.1.9 根据放气机构位置判断

有些发动机有放气机构,如某型发动机在转速 9700_{-100} r/min 以下打开放气带,在该转速以上关闭放气带。因此,通过检查放气机构附件如放气带动作筒位置、扇形齿轮啮合位置、放气窗动作筒和放气窗门位置,判断放气机构的工作位置,从而判断发动机的转速范围。

但需要注意的是,放气带动作筒中有强力弹簧,如动作筒没有变形将活塞卡住,当油压消失后,在弹簧的作用下,动作筒活塞杆收进,使放气带处于打开位置。放气窗动作筒中虽没有弹簧,但油压消失后,在外力作用下,活塞杆也可能改变位置。

6.2.1.10　其他方法

（1）根据火焰筒变形处材料的金相组织判断。国外有些资料介绍，火焰筒摔地变形后，从变形部位切取火焰筒材料，通过金相组织分析可以检查出该材料变形时的大约温度，从而判断发动机的转速。

（2）根据传动机匣内齿轮的损伤情况判断。飞机坠地时，发动机内部齿牙、键槽及机匣内各齿轮可能由于突然停止转动而造成损伤，根据损伤的程度可以计算分析所受载荷的大小，从而间接判断飞机失事时的发动机转速。

（3）根据传动轴的扭转变形量判断。若发动机坠地时，附件传动机构首先卡死，涡轮和压气机的转动惯性可使附件传动轴产生扭转，通过测量其扭转变形量，经过计算、分析，可以间接判断接地时发动机的转速。

（4）涡扇发动机可根据各级可调风扇叶片的角度判断。检查测量涡扇发动机可调风扇叶片角度，也可间接判断发动机转速。

6.2.2　涡桨发动机

判断涡桨发动机接地瞬间工作状态，可参考涡喷发动机的方法。涡桨发动机在全部工作范围内都是同一转速，当螺旋桨空转时，在达到一定飞行速度的条件下，其转速仍然不变。因此，通常所用螺旋桨接地痕迹和损伤情况判断发动机状态的方法不适用。通常可以根据以下几方面来判断。

6.2.2.1　根据桨叶的损伤情况判断

螺旋桨桨叶接地后造成的变形和损伤情况主要与发动机的功率大小有关。因而，可根据下述一般规律判断发动机的功率。

（1）各桨叶在靠近叶尖处均逆旋转方向弯曲，且又向前弯曲迹象（指桨叶沿桨轴方向的变形，飞行方向为前，以下同），如图6－8所示，说明发动机处于大功率状态。

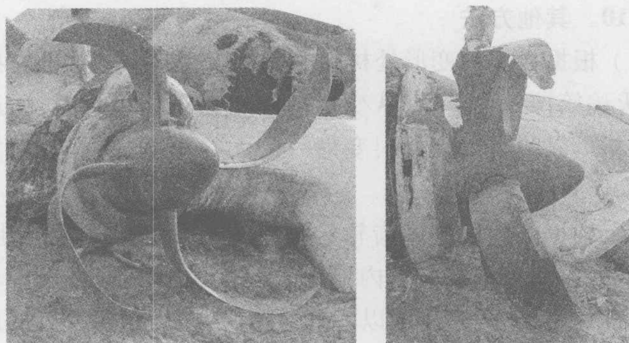


图 6－8　大功率接地螺旋桨损伤情况(两面视图)

(2) 各桨叶均稍向后弯曲,说明发动机接地时螺旋桨在旋转,但发动机在小功率或空转状态,见图 6－9。

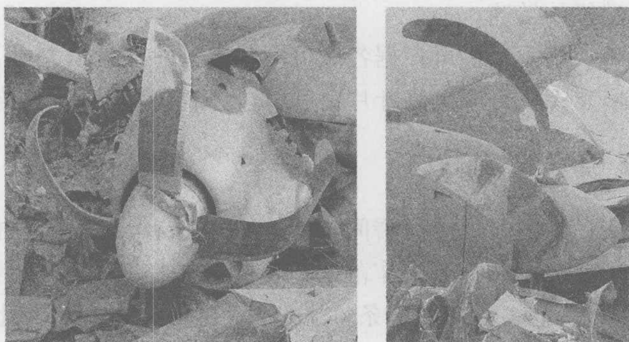


图 6－9　发动机处于小功率或空转状态

(3) 只有下部桨叶向后弯曲,说明接地时螺旋桨已接近不转,见图 6－10。

(4) 部分桨叶只有沿桨叶轴的扭转而没有反旋转方向的弯曲,说明发动机处在小功率或空转状态。

(5) 桨叶上有与地面旋转摩擦的痕迹,或有被沙石打出的压坑,说明螺旋桨在接地时是旋转的。

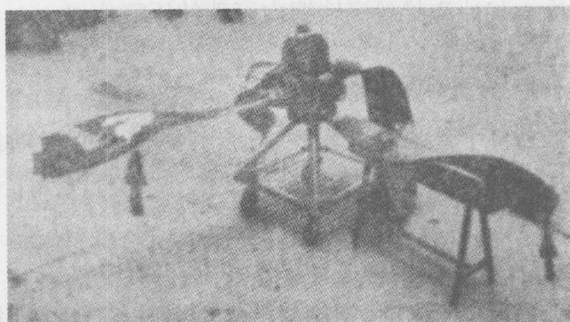


图6－10　接地时螺旋桨已接近不转

实际情况很复杂，桨叶的变形和损伤与飞机接地状态、地形地貌、土质、石块等因素有关，还可能有二次损伤等情况。

6.2.2.2　根据桨毂和桨袖上的压坑判断

当桨叶接地时，桨毂和桨袖内的滚珠在滚道的一定位置上撞出若干压坑，可根据这些压坑的深浅，大致判断发动机的功率。如，某双发飞机发生严重事故，在大功率状态的右发桨毂上最深压坑深度为0.26mm，桨袖上最深压坑深度为0.14mm；在小功率状态的左发桨毂和桨袖上的压坑深度均在0.1mm以内。

桨毂和桨袖上的压坑间距是一定的（相当于滚珠直径）。如果间距减小，说明该桨叶在接地时两次受力。根据压坑的位置还可以判断桨叶的受力方向。

6.2.2.3　根据桨叶角来判断

涡桨发动机每一个桨叶角对应一种发动机的工作状态，因此，可根据螺旋桨接地时的桨叶角来判断发动机的功率。涡桨发动机接地时桨叶角的判断方法为：

（1）判断桨毂和桨叶上标记的相对位置；

（2）测量螺旋桨变距油缸高距腔中的滑油量；

（3）检查变距活塞在油缸表面的压痕位置；

（4）检查桨袖和桨毂滚珠槽内滚珠的压痕位置。

6.2.3 活塞发动机

活塞发动机工作状态的判断,除可以参照涡桨发动机通过螺旋桨损伤情况、桨叶角等判断发动机工作外,还可以用下述方法进行判断。

6.2.3.1 根据桨叶接地痕迹计算发动机转速

当飞机接地角不大时,螺旋桨叶尖接地后,往往在地面打出若干道痕迹。根据各接地痕迹之间的间距,可以计算接地时发动机的转速。螺旋桨如在顺桨状态接地,则桨叶接地痕迹只是顺飞行方向的一道沟槽,此时发动机的转速为零。双发以上飞机,还可比较各螺旋桨接地痕迹的间距,从而判断是哪台发动机故障。计算发动机转速时,一般需要3个~4个以上的接地痕迹才比较准确。

如果根据空速表等可以估定飞机接地速度 V,桨叶接地痕迹间距为 a(取最小间距),螺旋桨桨叶数为 b,螺旋桨减速比为 r,则接地时发动机的转速

$$n = V/(a\,b\,r) \qquad (\text{r/min})$$

式中 V——飞机接地速度(m/min);

a——桨叶接地痕迹的间距(取最小间距)(m);

b——螺旋桨的桨叶数;

r——螺旋桨的减速比。

如,某部一架飞机起飞时失速坠地,活塞式发动机桨叶数为4,螺旋桨减速比为31/54。现场检查,右螺旋桨桨叶接地痕迹间距为0.6m,左螺旋桨桨叶接地痕迹间距为0.97m,失事地点标高1220m,该型飞机在此高度的失速速度为184km/h,飞机接地速度以190km/h(以3170m/min)计算,右发转速为2290r/min,左发转速为1420r/min。而该机起飞转速为2300r/min,右发转速与其基本相等,说明右发工作正常,而左发与起飞转速相差较大,说明左

发可能有故障。经进一步检查残骸,证实左发转速确实是下降了,左发故障是导致事故的直接原因。

6.2.3.2 根据电嘴、排气门和排气管口的颜色判断

活塞式发动机的电嘴、排气门、排气管的单管和总管,在不同的工作状态下,因燃烧条件不同而显示不同的颜色,可用这些颜色来判断发动机坠地时的温度,达到判断发动机的工作状态的目的。

6.3 飞机动力装置事故调查与分析方法

这里主要介绍涡喷发动机的现场检查方法,其他类型发动机的现场检查可参考。

6.3.1 发动机损伤情况检查

通过对发动机残骸分布情况和外观检查,对发动机的损伤和故障情况有一个初步的了解。

6.3.1.1 检查发动机残骸分布情况、外部损伤情况

检查发动机的残骸分布情况,察看飞行航迹后方有无发动机残骸,如叶片、涡轮盘等。在起飞阶段发生的事故,若事故原因是发动机故障导致的,可能在跑道上拣到发动机残骸。如,某次一架飞机起飞离陆时,因发动机压气机五级盘轮缘破裂导致严重事故。在跑道上拣到了一些压气机叶片碎片。又如,某次一架飞机起飞即将离陆时,因发动机一级压气机叶片疲劳断脱导致严重事故。在跑道上检到了压气机处理机匣的部分碎片。

检查发动机外部的损伤情况,特别是压气机和涡轮部位的机匣和壳体有无内部机件损坏而击穿的破口或变形,或爆破的裂口。通常,内部机件损坏形成的破口,卷边向外翻。但爆破的裂口与坠地时撕裂的裂口不容易区别,一般情况,爆破的裂口表面有高温氧化色,断口与应力方向垂直;撕裂的裂口断面上有撕裂形成的条纹

或人字形花样。

6.3.1.2 检查发动机主体的损伤情况

检查进气装置和压气机,有无吸鸟或外来物打伤痕迹。发动机吸鸟损伤,一般可在进气道和压气机叶片上发现遗留的鸟的痕迹,如鸟毛和鸟血。通过对这些痕迹进行分析如鸟血痕迹的化学和显微分析,可以确定是否为鸟。吸入外来物(如铆钉、螺帽、碎石、沥青、布片、冰等)造成压气机损伤,一般也能在第一级压气机叶片上留有痕迹,不同的外来物对发动机的损伤也不同,因此,应注意对损伤痕迹以及特征的仔细察看。

检查压气机叶片的弯曲变形情况,叶片有无断脱现象。如,某部一架飞机发生二等飞行事故,检查残骸发现,一级压气机叶片中相邻的两片,一片折断,一片脱落。经分析,事故原因为叶片疲劳断脱。

检查机匣表面有无烧伤、烟熏、漏油的痕迹。检查燃烧室、火焰筒有无爆破和过烧的特征,燃烧室外套焊缝处有无撕裂现象。如,某部一架轰炸机起飞时发生一等事故,检查发现左发动机燃烧室外套第8、9火焰筒对应位置的焊缝全部撕裂,事故原因是左发动机燃烧室外套右下侧焊缝爆破。

检查涡轮叶片有无挂铝、挂钢,叶片有无变形、烧伤、伸长、折断现象。若发现涡轮叶片有折断的,则要检查断口,判明断裂性质是疲劳断裂还是静载断裂。一般来说,高温合金的涡轮叶片由于高温氧化作用,发生疲劳断裂时在断口上要形成黄、棕、褐、紫等氧化膜颜色,呈现高温疲劳断口的弧形彩带,而静载断裂的断口,晶粒粗糙,无弧形彩带特征。

当发现涡轮转子有位移现象,叶片和榫头在一侧有磨损形成的凹槽,还应检查轴承和联轴器是否损坏。检查涡轮盘榫槽尺寸是否一致,榫齿有无断裂,涡轮盘有无过热现象。如,某部一架飞机发生二等事故,检查发现涡轮盘上有其他残骸的压痕,并严重扭

曲变形,由此判断涡轮盘过热,进一步检查事故原因是飞鸟打坏叶片,引起发动机超温。

检查加力燃烧室、喷管等燃气通道内有无挂铝、挂钢、打伤、过热等迹象。检查喷口动作筒,判断喷口位置。

6.3.1.3 检查发动机燃油系统、滑油系统附件

检查油门手柄位置、加力操纵盒分度盘指示角度、主燃油泵油门指示臂位置,根据这些残骸的指示位置判断发动机处在何种工作状态。若发动机燃油泵残骸损伤较轻,根据需要可在试验台上试验。

检查导管有无爆破、烧伤,导管接头有无松动、脱落、断裂现象,滑油箱盖是否盖好或脱落。如,某部一架飞机地面试车时烧毁,检查发现右发动机滑油箱口盖盖偏,造成试车时滑油外溢,加之发动机超温,点燃了滑油,导致飞机失火。

检查油滤是否被金属物、赃物、冰等堵塞。如,一架飞机地面试车推油门时,发动机“轰”的一声响,转速下降,排气温度突增,停车后检查发现等差活门油滤被赃物堵死,赃物流入调节系统,卡住了等差活门或加速活门。

6.3.2 停车性质的检查分析

分解检查发动机时往往事先确定了需重点检查的部位。如果通过对飞行员的反映、空地通话录音、飞参数据以及现场发动机坠地时转速的判断,已判明发动机坠地前在小转速或停车状态,则在分解发动机时,应注意区分发动机是贫油停车还是富油停车,然后列出可能的原因,逐一进行排查。这样可以缩小范围,节省时间,利于迅速查明原因。

发动机停车分贫油停车和富油停车。富油停车的显著特征是,发动机残骸高温燃气通道机件有烧伤、烧断、变色、拉伸、过热变形等现象。如涡轮叶片烧伤(烧断)、变色、拉伸,涡轮盘过热变

形。此外,富油停车时,一般都伴有喘振现象,飞行员会反映发动机超温、有“哄、哄”声,残骸检查可能发现飞行航迹后方有热部件散落物。富油停车的可能原因有:防喘装置失灵;喷口未放开;轴承损坏;燃油调节失灵,供油量大;燃油喷嘴松动或掉头;发动机内部机件损坏或脱落;使用维护不当等。

贫油停车时,一般没有特殊的声响和振动,飞行员不易觉察,残骸检查看不到过烧迹象。贫油停车的可能原因有:燃油附件传动损坏;燃油调节失灵;供油中断;发动机使用不当等。

6.3.3 发动机分解检查

当怀疑发动机内部机件损坏或故障时,必须分解发动机,对内部机件进行检查,如果发动机或附件完整,经检查后,可进行台架试验。但一般不进行整机或燃油泵等附件的台架试验。因为试验有可能破坏故障的原始状态,造成二次损伤,不利于故障原因分析。对于燃油调节系统的故障,可能只是微小外来物瞬间卡滞活门,在振动和大压力的油液冲击下,故障现象和卡滞的物体可能会消失,造成故障无法再现。

6.3.3.1 发动机主体分解检查

分解发动机的方法有正常分解和切割分解两种。分解时应记录所发现的故障情况或疑点。

(1) 当发动机损伤不严重时,采用正常分解,这种方法不会对故障机件造成二次损伤,有利于事故分析。

(2) 发动机机匣、壳体为钢或耐热合金制造的构件,坠地时受撞击力弯曲、变形后,正常方法无法对发动机实施分解,必须采取切割分解法。采取切割分解法时,要有分解预案,应选择有关部位扩大范围切割,经调查组同意后、在事故调查组的人员指导下方能实施,主要是避免对可能的故障部位造成机械和热损伤,给调查工作带来不必要的麻烦。

6.3.3.2　附件分解检查

为了查明事故原因，有时需对发动机附件进行分解。分解时一定要事先制定详细的计划，由熟悉该附件结构的专业技术人员具体操作，一般的分解步骤如下：

（1）对附件的原始状况进行记录（如文字、照片或录像）；

（2）外部清洗；

（3）再记录；

（4）如需要，进行X射线透视拍照，有条件时可以用工业CT进行透视检查；

（5）按计划分解，每一步都要有详细记录。

如，某架飞机起飞上升过程中，右发动机 n_2 转速快速下降至零，n_1 转速下降稳定在85%，排气温度670℃与左发动机一致，右发电机故障信号灯闪亮，收放液压系统液压警告灯亮，飞行员被迫关右发，单发安全着陆。分析认为，可能是右发附件机匣内的传动齿轮损坏造成。为了找到故障件，按以上步骤和要求分解了该发动机附件传动机匣，发现件号为一同时驱动发电机和 n_2 传感器的传动齿轮疲劳损坏。

发动机附件的分解检查，应尽可能与制造厂、修理厂和有关部门共同进行。

6.3.4　试验和模拟实验

对某些故障现象可以进行模拟实验，人工设置故障，观察故障现象，对比分析可能的故障原因。如，某架飞机空中关加力时油门收不回，飞机无法落地，造成二等事故。残骸检查发现飞机11框处油门操纵拉杆有一个多余密封套钢环。为验证钢环能否卡住衬套导致油门手柄不能从加力位置收回，在一架同型飞机上进行了模拟试验。将油门拉杆密封套拆开，在衬套处放入一个钢环，推收油门数次后，钢环卡住衬套，油门在加力位置收不回，故障再现。

6.4 飞机动力装置事故调查与分析实例

发动机使用中，发动机各部件和工作系统都发生故障，有的导致了严重飞行事故。据统计，发动机结构部件故障导致事故所占比例大，工作系统故障导致事故较少。

6.4.1 压气机故障

压气机故障主要有：叶片折断、掉块，轮盘破裂，防喘装置故障等。

6.4.1.1 故障特征

（1）振动和喘振。压气机损坏时，发动机通常会发出“嘭”的响声，并有强烈振动，转速急剧下降、排气温度升高等现象，有时还会造成喘振停车。

（2）击穿压气机机匣。压气机转子机件损坏，压气机机匣上往往有从内向外的穿孔，其破口的卷边向外。机匣内壁有沿圆周方向的严重磨伤。如，某型发动机连续发生了两起压气机五级盘轮缘破裂故障，检查残骸发现其相应的机匣位置均有由内向外的破口。又如，某部一架飞机地面试车时，飞机起火烧毁，原因是发动机在加力状态工作时，一级压气机第5号工作叶片疲劳断脱，击穿前机匣，击破飞机5号油箱，造成燃油大量外泄起火。检查发动机前机匣有外翻断口，相应位置静子叶片打伤移位。

（3）燃气通道内表面挂铝、挂钢。压气机机件在空中破坏时，还会打坏其他叶片，刮削压气机机匣，大量铝屑和钢屑进入燃烧室，均匀地喷涂在燃气通道各部件上，特别在火焰筒头部和变截面处、导向器叶片和涡轮叶片、扩散器整流支板和喷口等处尤为明显。压气机坠地破坏时，燃气通道内也可能有挂铝现象，但较为轻微。

(4) 压气机叶片损坏。压气机发生故障,压气机叶片通常会损坏。压气机在空中破坏时,叶片等零件的碎片会进入燃烧室。而坠地破坏,压气机碎片可能通过进气道向前甩出几十米远。

(5) 超温、超转,滑油压力下降。压气机损坏后,引起进气变化,破坏了原有的气动特性,引起超温、超转,同时滑油压力也可能下降。

6.4.1.2　压气机叶片折断

轴向式发动机压气机,主要由于前几级叶片,特别是第一级转子叶片折断而造成事故。第一级转子叶片折断后,通常打坏其他叶片,造成压气机严重损坏,使压气机内气流分离导致喘振停车,甚至可能卡死转子而造成空中停车,或击穿油箱造成空中失火。

如,一架飞机起飞即将离陆时,飞行员听到"嘭"的一声响,同时发现发动机转速下降,飞机剧烈振动,飞行员立刻收油门中断起飞,同时指挥员发现飞机冒烟起火。飞机大速度直线冲出跑道419m起火烧毁。事故的直接原因是发动机一级压气机叶片疲劳断脱,击破机匣并击穿油箱起火。又如,某型发动机因一级压气机叶片折断(图6-11),曾导致了两起严重飞行事故和多起事故征候。叶片折断的原因是原装用的五批压气机一级叶片存在明显的失速颤振区,飞机在大 *Ma* 数状态下飞行时,叶片产生失速颤振,在交变载荷作用下产生疲劳裂纹,并在短时间内迅速扩展直至折断。后经重新设计了叶片,将叶片弦长加长,减小叶片数,并采用差频装配,扩大压气机的稳定工作范围,排除了该故障。

压气机叶片折断的原因有:喘振、振动、质量偏差、装配及外来物打伤等。叶片被外来物打伤后,在使用中出现疲劳裂纹而折断,在叶盆或前、后缘的疲劳源处可找到外来物造成的伤痕。

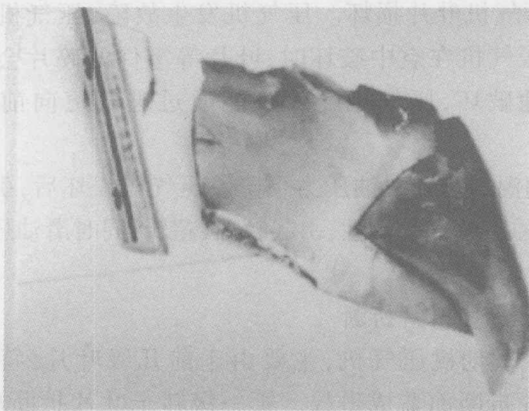


图 6－11　折断的一级压气机叶片

发动机喘振时，空气倒流，折断的叶片可能打坏前级叶片，打伤位置在叶片排气边。喘振回火严重时，还可能造成压气机叶片后缘烧蚀。

6.4.1.3　压气机叶片掉块

压气机叶片掉块造成的危害和特征与叶片折断类似。压气机叶片掉块多起始于进、排气边缘。如，一架飞机起飞时飞行员报告有较大异常声音，飞机返场安全着陆。地面检查发现，二级压气机16 号叶片掉块，掉块原因为高周疲劳所致。

6.4.1.4　压气机盘破裂

发动机压气机轮盘破裂故障为多发性、危险性故障。压气机轮盘破裂后，在巨大的离心力作用下，轮缘击穿压气机机匣和机身，飞出机外，散落在跑道上或航迹后方。如，某型发动机在飞机起飞阶段连续发生两起压气机五级盘轮缘破裂故障（图 6－12，图 6－13），导致一起事故征候、一起一等飞行事故。又如，某型发动机连续发生两起四级盘断裂故障，导致多起事故和事故征候（图 6－14，图 6－15）。

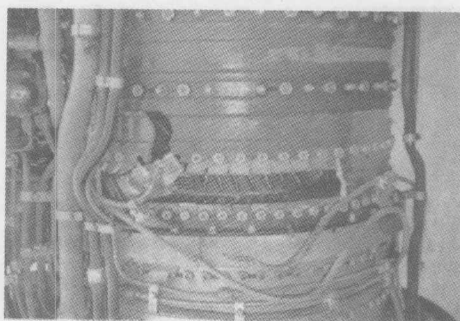


图6-12　五级盘轮缘破裂故障发动机



图6-13　五级盘轮缘破裂故障发动机

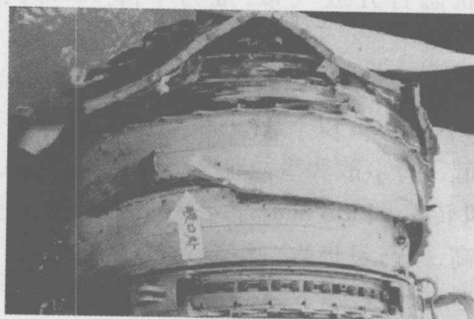


图6-14　压气机四级盘轮缘破裂击穿机匣

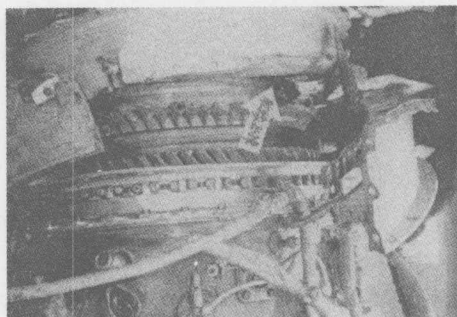


图 6-15 压气机四级盘破裂部位

6.4.1.5 防喘装置失灵

防喘装置失灵，可能导致发动机喘振，喘振严重时，还会导致发动机停车。发动机喘振停车属于富油停车，具有富油停车的特点，喘振时高温燃气还会向压气机倒流，严重时烧坏压气机叶片。另外，由于喘振时火焰中心区后移到涡轮附近，使涡轮叶片过热熔化，因此涡轮叶片有烧熔现象。

放气带折断后放气带打开，造成发动机推力下降、排气温度升高。若处置不当，将导致事故。据地面测试，某型发动机在额定状态放开放气带，推力下降 332kg ~ 426kg，排气温度升高 55℃ ~ 85℃；在最大状态打开放气带，推力下降 526kg，排气温度升高 35℃。

某型发动机因起动箱电路故障，造成放气带电磁活门误工作，发动机转速在 9700r/min 以下放气带不打开，导致发动机喘振，该故障导致了多起飞行事故和事故征候。如，某架飞机因起动箱电路故障，发动机转速 9400r/min 时，飞行员推油门转速不上升，排气温度急剧升高，飞行员报告“转速悬挂”，同时听到发动机“轰”的一声响。此后，双发转速下降，温度继续上升，飞行员前后活动油门杆不起作用，转速继续下降，温度上升至 900℃，表速减至 280km/h，难以保持飞机状态，飞行员被迫跳伞，飞机坠毁。

有些飞机进气道装有可调锥体或调节唇口，当调节机构发生故障或调节锥装反，不但起不到防喘作用，还可能造成超声速飞行时喘振。如，某部一架飞机大 Ma 数试飞，飞行员听到进气道前部有“沙、沙”响声，拉杆后又听到强烈的“钢、钢”声，同时飞机急剧地前后“脉动”和俯仰摆动，紧接着一声巨响，发动机喘振停车。原因就是调节锥装反。

6.4.2　涡轮装置损坏

涡轮转子零件破坏通常会击穿外环，损坏后部机身，在航迹上有残骸散落物。同时会引起发动机强烈振动，导致轴承、导管等机件损坏。发动机转速下降、排气温度升高，造成富油停车。折断的叶片等零件可能击穿油箱和燃油、液压导管，造成飞机失火。

涡轮叶片折断或脱榫，涡轮转子失去平衡，转子产生强烈振动，剪断承力环销钉，涡轮盘在巨大的离心力作用下甩出，击穿发动机涡轮外环和飞机后机身，可能导致飞机空中失火或解体。

6.4.2.1　涡轮叶片折断

涡轮叶片折断是瞬时的，通常发生在叶片身根段。叶片的这个部位，是高应力和高温的交汇区。

发动机大转速、严重超温，进气量被节流或漏出的燃油被发动机吸入等都可能造成涡轮叶片折断。涡轮叶片疲劳也是断裂原因之一，如叶片受热冲击、不严重的长时间高温、振动等都可能造成疲劳。缺口、压坑、擦伤、不正确的修理工艺，都可能成为促成因素。

从外观上检查，叶片过热后，伸长变细，与外环磨擦，叶片上有与转子旋转方向相反的弯曲变形，涡轮外环上有被叶片刮磨和有叶片材料的金属黏结现象。过热严重，叶片在细颈处折断，一级涡轮叶片多在叶身中间折断，Ⅱ级涡轮叶片则在靠近叶尖的进气边缘部分烧坏。同级涡轮叶片全部伸长，大量叶片沿叶身折断，导向

器叶片也有多片龟裂和烧熔。

过热损坏的涡轮叶片，也可从机械性能和金相组织上检查，过热损坏的叶片，其硬度显著下降，且有晶粒变粗及 γ′相熔入基体现象。

折断的叶片可能击穿涡轮外环，造成燃气外泄，飞出的叶片和外泄的燃气还可能对飞机其他部位造成损伤；也可能不造成任何损伤地从尾喷管排出。叶片失效通常引起可察觉的发动机振动。

如，某部一架飞机着陆时，发动机I级涡轮叶片第 65 号叶片从第一榫齿与延伸段转接处疲劳断裂，击穿外环，高温燃气外泄烧坏放伞电磁活门(图 6 – 16，图 6 – 17)，造成飞机在对正跑道下滑至高度 6m 时，减速伞突然自动放出，飞机着陆时主起落架轴断裂。

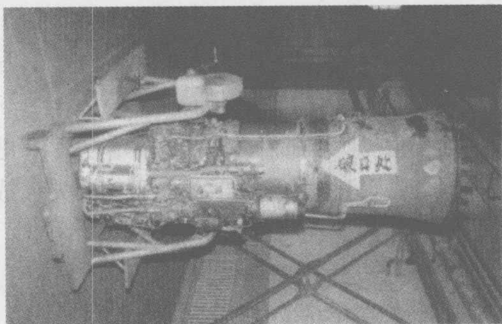


图 6 – 16 涡轮叶片断裂，击穿外环

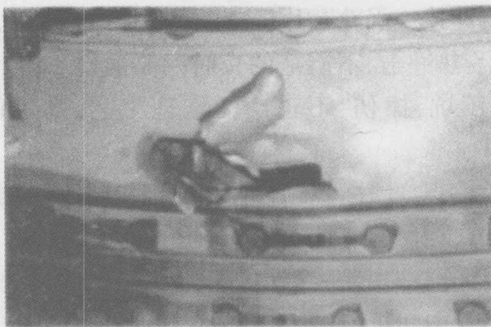


图 6 – 17 破口处燃气外泄

又如,某部一架飞机返场着陆时后机身起火,险些造成严重事故。原因是右发动机Ⅱ级涡轮叶片从靠近根部折断,严重打伤同级叶片和扩散段支板,并将扩散段接口外环打变形,造成燃气外泄,烧坏飞机后机身。

6.4.2.2 涡轮叶片脱榫

榫齿将涡轮叶片固定在盘上,当有一个或多个榫齿断裂时,与之相连的叶片将脱出。榫齿失效会引起发动机动不平衡,从而产生严重的振动,对涡轮后轴承、密封装置和喷嘴造成损伤,甚至剪断承力环销钉,使涡轮盘在巨大的离心力作用下甩出,击穿发动机涡轮外环和飞机后机身,可能导致飞机空中失火或解体。

如,某部一架飞机进行双机中空复杂特技飞行时,僚机飞行员发现长机右发喷口冒出一股橘红色的烟圈,大约10s后,又发现该机右发喷口喷出一条细白烟,并很快变粗变黑,后又见明火并变大,急令飞行员跳伞,同时看到飞机往下掉东西,飞机解体。原因是Ⅱ级涡轮盘一个榫槽的榫齿疲劳断裂,对应的涡轮叶片脱榫甩出,引起涡轮转子不平衡,剪断承力环销钉后涡轮盘飞出(图6-18)。图6-19所示为涡轮叶片脱榫引起涡轮盘甩出,飞出的涡轮盘卡在飞机机腹处,险些造成严重飞行事故。

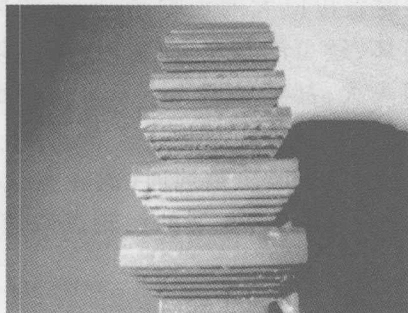


图6-18 疲劳断裂的榫齿

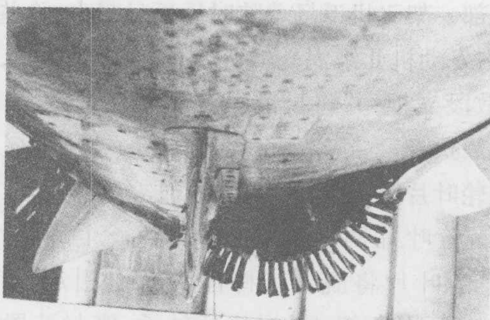


图 6-19　叶片脱榫，涡轮盘脱落卡在机身上

叶片脱榫与叶片折断，其故障现象相同。其区别主要是叶片脱榫时，涡轮盘上没有残存的叶片榫头，在脱榫处，由于失去支撑，其两侧的叶片也脱榫甩出。其次是脱榫处榫槽的尺寸不同，首先脱榫的叶片榫槽的尺寸比正常为小，而两侧榫槽的尺寸比正常为大。此外，涡轮盘上脱榫的榫齿处可发现疲劳裂纹。涡轮叶片折断时，榫头或部分叶身仍留在涡轮盘上，首断叶片的断口一般会有疲劳断裂特征。

飞机坠地时，也可能有叶片脱榫，但榫槽上有受叶片撞击而形成的压痕，榫槽属于静载断裂，该叶片在飞机坠地现场能找到。

6.4.2.3　涡轮盘破裂

涡轮盘破裂时发出巨大的声响，在巨大的离心力作用下，能将涡轮外环打坏，还可能打坏飞机操纵系统附件，引起飞机操纵失灵或飞机失火，甚至导致飞机后机身严重损坏，造成飞机空中解体。

飞机以大速度、大接地角坠地时，涡轮盘也可能破裂成几块，其断口形貌属静载断裂，断裂的涡轮盘残骸在坠地现场能找到。

6.4.2.4　涡轮轴折断

涡轮轴折断可造成后机身严重损坏，甚至飞机空中解体，在沿

航迹的地面上可找到大量散落的飞机残骸。在 20 世纪 70 年代至 80 年代,某型发动机共发生涡轮轴疲劳断裂故障 16 起,导致 7 起严重飞行事故。如某机涡轮轴空中折断(图 6－20),涡轮盘飞出,打掉左翼尖,左副翼、减速板等,造成严重飞行事故。涡轮轴断裂的原因是多方面的,后经设计、制造、使用等多方面采取措施,杜绝了此类故障。

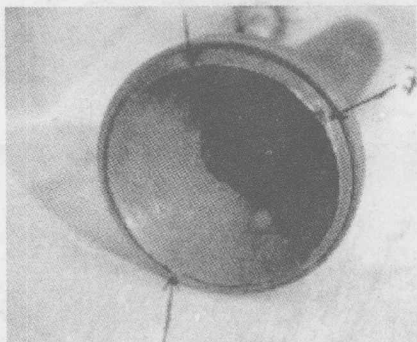


图 6－20　折断的涡轮轴

在空中折断的涡轮轴,断口垂直轴线,表面被磨光。涡轮盘飞出,在远离主残骸坑的航迹上。飞机以大接地角且发动机在大转速坠地时,涡轮轴也可能折断,但断口与轴线不垂直,轴有扭转变形,涡轮盘残骸在飞机坠地现场可找到。

6.4.3　燃烧室、加力燃烧室故障

某型发动机加力筒体因全气膜火焰筒与加力燃烧室不匹配,发动机在加力状态下发生振荡燃烧,筒体爆破导致了 1 起飞行事故和多起事故征候(图 6－21,图 6－22)。

燃烧室、加力燃烧室外套裂纹、爆破,发动机加力总管三角座漏油等也是危及飞行安全的故障,如某型发动机燃烧室外套爆破导致一起轰炸机飞行事故(图 6－23)。

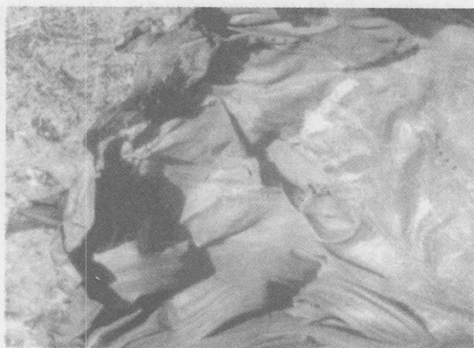


图6-21　爆破的加力筒体

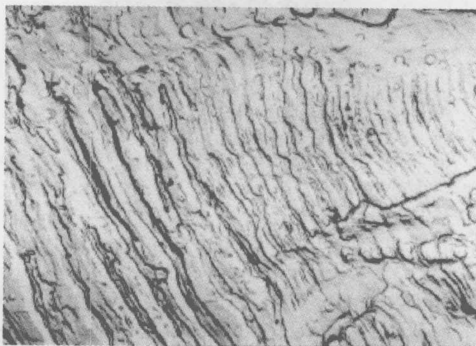


图6-22　断口处的疲劳条带

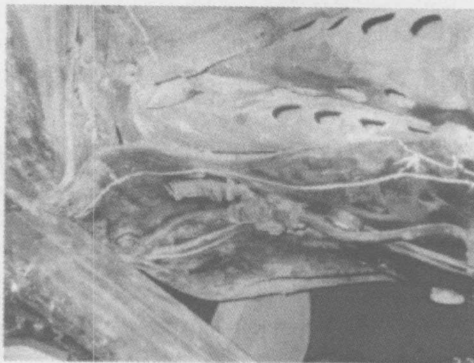


图6-23　燃烧室外套从焊缝处爆破

燃烧室、加力燃烧室的这类故障,使燃气外泄,可烧坏机件,甚至造成失火飞机解体。如,某部一架飞机起飞爬高至9000m,左发动机加力筒体破裂,燃气外泄,飞机失火并空中解体。残骸检查发现,沿飞机航迹后方有大量散落残骸,许多残骸上有顺气流方向的烟迹和挂铝。此外,燃油喷嘴故障也是危及安全的故障之一,并时有发生。

6.4.4 发动机燃油调节系统故障

6.4.4.1 燃油调节系统内部零件脱落或损坏

发动机燃油调节系统附件发生故障,可能导致发动机超温、超转,转速悬挂或自动停车。这类故障主要有分油活门卡滞、分油活门轴承支座脱落、万向轴折断、燃油泵传动轴折断等。

某型发动机主燃油泵分油活门轴承支座脱出曾导致3起飞行事故。这种故障多发生在起飞和发动机加速过程中,由于分油活门轴承支座脱出,转速调节器失效,不能随着进气量的增大而调节增大供油量,造成发动机贫油停车。如,某部一架飞机起飞滑跑时,与长机距离逐渐拉大,并右偏,离地3m~5m后又接地,飞机冲出跑道爆炸。事故直接原因就是右发主燃油泵分油活门轴承支座脱出(图6-24),造成发动机贫油停车。

主燃油泵万向轴折断时,则离心飞重不产生换算离心力,分油活门在调准弹簧力作用下推至极限位置,控制随动活塞左移,使斜盘处于最大角度,造成发动机富油停车。如,某部一架飞机准备起飞时,发动机主燃油泵低压转子转速调节器万向轴折断(图6-25),致使发动机严重富油烧坏。

6.4.4.2 调节活门等活动件卡滞

燃油泵中用来调节供油量的活动件有活门、活塞等。造成活

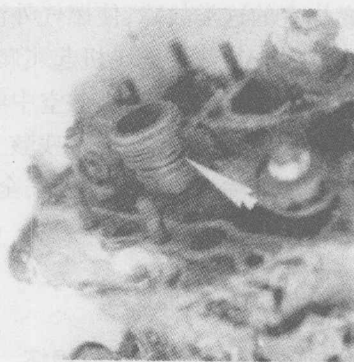


图 6－24　分油活门轴承支座脱出

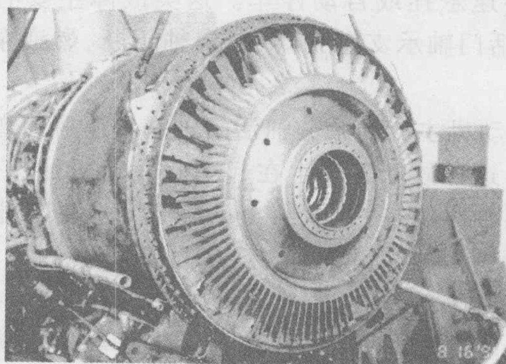


图 6－25　万向轴折断发动机涡轮烧坏

动件卡滞的原因主要是飞机燃油系统或燃油泵内有金属屑、砂石、纤维等脏物，或零件的表面状况和装配不符合技术要求。当有这些情况后，活动件与衬套之间的油膜受到损坏，形成干摩擦，造成金属黏结而卡死。

（1）等差活门卡死。等差活门卡死会造成发动机冷悬挂、自动停车、起动不起来。如，某部一架飞机地面试车，左发起动不成功，更换主燃油泵试车良好后，空中试飞 20min 准备着陆，在三转

弯收油门时,左发自动停车,单发安全着陆。地面试车检查,故障发动机起动不成功。原因是等差活门卡死。活门卡死的原因可能是工作面氮化处理不良,氮化物脱落和氮化层掉块,致使工作面损伤。

（2）随动活塞或斜盘卡住。随动活塞或斜盘卡在不同位置,可能引起发动机出现慢车转速增大或减小,推油门到中转速位置后,转速急剧增大或冷悬挂,空中超转超温或自动停车等现象。如,某部一架飞机空中发动机转速悬挂在80%。原因是主燃油泵随动活塞卡滞。

（3）分油活门卡住。由发动机主燃油泵的工作原理可知,自始转速以下分油活门处在偏右位置,不参与控制转速。在自始转速以上,分油活门卡住,可造成发动机降转、冷悬挂、甚至自动停车。分油活门卡住,还可能与活门套筒黏结在一起不能转动,造成万向轴折断。如,某部一架飞机起飞滑跑时,转速下降,飞行员中断起飞。经检查发现分油活门卡在偏左位置,并与套筒黏结在一起,万向轴折断。又如,某部一架飞机在起飞滑跑过程中,飞行员发现发动机转速迅速上升无法保持,此时飞机速度为204km/h,油门杆处于额定位置,飞行员紧急收油门中断起飞。经飞参判读,当时发动机转速 n_1 为102.52%，n_2 为104.52%，T_4 温度为660℃。原因是分油活门卡死在大转速工作状态位置,见图6-26,并使低压转子转速传感器万向轴折断。

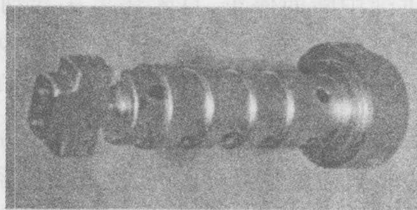


图6-26　分油活门组件

6.4.4.3 发动机燃油系统内橡胶件损坏

发动机燃油系统附件中用于调节元件的橡胶件损坏或卡滞，会导致燃油系统工作不正常。如，某型发动机主燃油泵随动活塞胶碗破裂（图 6－27），造成发动机空中自动停车，导致了二等事故。

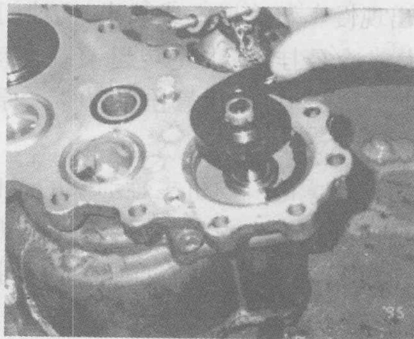


图 6－27　随动活塞胶碗破裂

6.4.5 发动机附件传动机匣故障

发动机附件传动机匣内部机件损坏故障有传动齿轮和中央传动圆锥齿轮疲劳断裂等。如，20 世纪 80 年代，某型发动机因中央传动圆锥齿轮断裂（图 6－28），连续造成多起严重飞行事故。发动机中央传动圆锥齿轮断裂后，使发动机附件机匣内的附件失去传动，发动机因供油中断而停车，且无法再次起动，n_2 转速表、温度表、滑油压力表指示均为零，发电机故障信号灯亮，n_1 转速表指示 10% 左右。又如，某部一架飞机起飞上升过程中，右发动机 n_2 转速快速下降至零，n_1 转速下降稳定在 85%，排气温度 670℃ 与左发动机一致，右发电机故障信号灯闪亮，收放液压系统液压警告灯亮，飞行员被迫关车，单发安全着陆。原因是附件机匣内的一个主要传动齿轮疲劳断裂（图 6－29）。

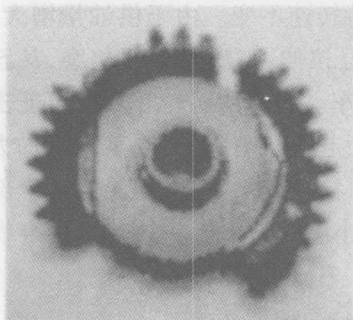


图6-28 圆锥齿轮残骸

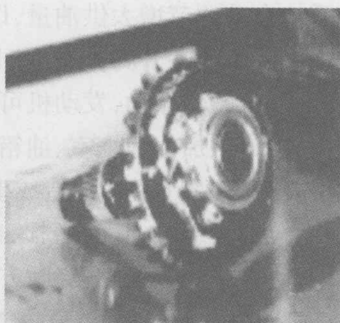


图6-29 传动齿轮残骸

6.4.6 发动机轴承故障

发动机轴承故障是发动机主要故障之一。许多事故和事故征候的原因或促成因素是轴承失效。但是,由于轴承失效往往伴随严重的二次损伤,要找到轴承失效的原因并不容易。

轴承失效有的可能是在长时间内逐渐损坏的,有的轴承可能是突然损坏的。当轴承失效时,飞行员可能听到一声似乎是爆炸的声音,从仪表上看到发动机转速下降,排气温度突增,并随即丧失推力。轴承损坏时的"爆炸声"是由于高速旋转的压气机和涡轮转子发生位移并撞击在发动机的其他机件上面产生的。

轴承失效有多种原因。从事故调查的角度看,轴承失效可以分为:完全丧失润滑、润滑不足、振动、撞击、外力以及在正常润滑和冷却条件下因轴承质量问题导致的失效。

6.4.7 发动机状态操纵系统故障

发动机状态操纵系统发生故障,发动机不能按飞行员的操纵而转换工作状态,如处置不当,就可能造成飞行事故。

6.4.7.1 加力喷口放不开

加力放不开喷口时,涡轮落压比下降,涡轮功率下降,燃油调

节系统自动调节增大供油量,以保持转速不变。由于供油量增大,燃烧室温度急剧升高,涡轮叶片超温拉伸,与涡轮外环相磨,甚至折断,飞机剧烈振动,发动机可能停车。折断的涡轮叶片还可能击穿涡轮外环、加力燃烧室、油箱等,引起飞机着火。如,某飞机加力放不开喷口(图6-30),造成事故。检查残骸发现,涡轮叶片全部烧伤、拉伸成细颈,叶尖磨损,部分叶片折断。折断的叶片击穿涡轮外环,导致飞机失火,烧断方向舵、升降舵拉杆。



图6-30　喷口在小喷口位置

6.4.7.2　最大、加力接不通

起飞时,发动机最大或加力接不通,若飞行员处置不当,可能导致飞行事故。

发动机不能进入最大状态或加力接不通时,起飞滑跑距离增长。双发中有一台接不通最大时,飞机在起飞过程中,将向有故障的发动机一边偏航,容易偏出跑道或在双机起飞时,导致双机相撞。

6.4.7.3　喷口自动放大

飞机滑跑起飞过程中,喷口自动放大,可能导致事故。如,某部一架飞机起飞离陆3m~5m,感到飞机爬升慢,指挥员指挥注意状态。高度50m飞行员跳伞未成功,发生一等飞行事故。检查残骸发动机喷口处在大喷口位置。分析认为喷口自动放大的原因是

加力继电器盒内 B_2 继电器故障，导致发动机推力下降 40% ~50%。

6.4.7.4 发动机油门操纵机构故障

某型飞机因飞机 11 框油门拉杆密封套钢环卡住衬套（图 6-31），致使油门收不回，导致两起飞行事故。油门操纵机构故障还有油门操纵臂调整齿板滑脱、油门手柄自动锁不能自动解除等。



图 6-31　油门拉杆处有两个密封套钢环

6.4.8 发动机外来物损伤分析

虽然采取了多项预防措施，但发动机被外来物打伤仍时有发生，外来物损伤是造成发动机提前返厂和导致飞行事故的重要原因之一。发动机从进气道吸入外来物，首先对一级压气机转子叶片中的一片造成损伤，如果吸入的外来物是金属物，还可能发生反弹，打到进气道或进气导向叶片上，然后再打伤另外一片转子叶片，如此反复多次，打伤多片转子叶片和整流叶片。打碎的外来物和被打碎的叶片，还会通过第一级转子，进一步打伤以后各级叶片，如此下去，可能造成发动机停车或损坏。在这里介绍发动机吸入外来物损伤的甄别特征和外来物损伤发动机造成事故特点，为检查外来物损伤发动机事故提供参考。

6.4.8.1 发动机外来物损伤特征

1. 软物体打伤

软物体有编织物、木块、鸟、冰和沥青等。软物体常常造成一级压气机转子叶片端部进气边缘弯曲变形,一般不会造成叶片撕裂、掉块和啃伤。大量的叶片变形会导致严重气流分离,压气机效率降低,随着气流分离区的扩大或发动机状态的改变,最终导致发动机喘振停车。吸入较大的外来物可能因堵塞气流通道而造成发动机停车。

软物体对一级叶片的损伤规律目前尚未摸清楚,一般来说,编织物往往使相邻几个叶片出现损伤,飞鸟有时只在少数几片叶片上造成损伤,而进气道结冰则往往造成多数叶片损伤。图 6 - 32 为结冰打伤发动机情况。

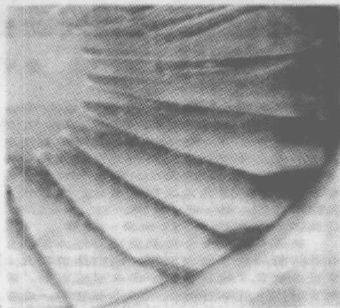


图 6 - 32　结冰打伤发动机

飞鸟损伤发动机后,可能在进气道或一级压气机叶片上找到残留羽毛或血迹。

2. 砂石类物体打伤

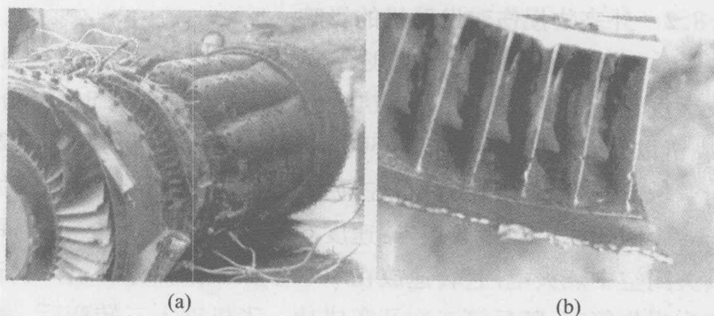
细小的砂石对发动机没有明显的危害,尺寸在 5mm 以上的花岗岩、石灰石、水泥块等会造成一级压气机叶片端部进气边缘破裂(掉块、撕裂),其损伤面比较粗糙,没有明显的切削痕迹,此时应注意观察在损伤面上黏附有砂石微粒。砂石只能对一级压气机叶

片造成有限的损伤,因为它与叶片撞击后即破裂。较大碎块反弹后还可能对发动机造成二次撞击破坏,但破坏力明显减小。通常砂石损伤发动机不会立即导致明显后果,然而靠近叶片根部的损伤若不能及时发现,在以后的使用中会从损伤处产生疲劳裂纹并迅速扩展,最终导致叶片断裂。

利用电子探针、能谱分析仪等微量或微区元素分析技术,可分析叶片损伤处的成分,如果是砂石类外来物所伤,则可找到硅酸盐成分。

3. 金属类外来物打伤

对发动机损伤最严重、危害最大的是金属类外来物。造成严重飞行事故的外来物几乎全是螺钉、螺帽等金属零件。以螺钉为例,发动机吸入螺钉后几乎能够严重打伤全部一级压气机转子叶片(图6-33),因为螺钉撞击叶片后被反弹回来,随后又被气流吹进再次与叶片相撞,如此反复,直到螺钉被打碎或发动机停车。这一过程有时长达数十秒之久。



(a)　(b)

图6-33　压气机被金属物打伤痕迹

(a)转子叶片;(b)整流叶片。

如,某台发动机吸入螺钉后,压气机叶片严重打伤,进气道整流支板及进气道上有密密麻麻的撞击伤痕。同时,被打掉的一级叶片碎块会对压气机以后各级转子叶片造成损伤。这样除第一级

外,压气机各级的损伤情况是后一级比前一级损伤的点多,损伤的严重程度小。造成这种情况的另一个原因是从前往后每级叶片数量不断增多,同时气流通道面积不断减小,叶片与碎块相撞的概率增大。

如果发现压气机一级转子叶片上有大量机械损伤,并在发动机进气机匣以及发动机的整流支板、空气散热罩上有大量撞击坑,说明外来物为金属物。金属物越大这些特征越明显。较小的金属物如保险丝、小开口销等虽然只能损伤少数叶片,但它们会在叶片上造成比较深的缺口,在缺口断面上有明显的切削痕迹。如果有条件分解发动机,可能在燃烧室内找到外来物的残留碎块。

利用能谱仪可以有效地鉴定外来物成分。如,一台发动机同时被一个铝质蒙皮铆钉和一个镀铜钢螺钉打坏,用 EDAX9100 型能谱分析仪对损伤叶片进行检验,在叶片基底上未检测到铝和铜的成分,而在叶片损伤处检测到了铝(11%)和铜(2.7%)成分,由此可见叶片损伤处有铝和铜的成分滞留。

6.4.8.2 外来物损伤对发动机的影响

发动机外来物损伤造成的飞行事故有其特点,下面结合具体事故事例进行分析。某架飞机执行双机编队课目,11 时 21 分起飞,飞机以大转速爬升到高度 5300m,飞行员收油门到 n_1 为 82% 飞向空域。11 时 29 分飞机在左转弯过程中,飞行员报告发动机停车。11 时 30 分 45 秒又报告:速度 600km/h,开起来了。指挥员令其关闭空中点火电门,转速放在 80%。11 时 30 分 51 秒飞行员第二次报告停车,随后第二次开车成功。飞机进入三转弯后,发动机第三次停车,飞行员被迫跳伞,因高度过低跳伞不成功,造成了一等事故。事后查明,发动机外来物损伤是导致事故的直接原因。

这起事故中有两个特点,即:发动机损伤后飞机仍能起飞升空;且在空中能成功起动。其实这正是外来物损伤发动机后的典型特征。因为,发动机压气机叶片损伤后,压气机效率要降低、进

气量减小，压气机和涡轮的共同工作线要向喘振边界线移动，发动机稳定工作裕度减小。正常情况低压转子在65% ~85%的过渡转速范围内稳定工作裕度就比较小，发动机损伤后裕度进一步减小，甚至可能使共同工作线超出喘振边界。这时发动机如果在这个"危险"转速范围内工作，就会发生喘振分离而使发动机的稳定工作破坏。而低压转子在大转速范围85%以上和小转速范围65%以下稳定工作裕度较大，因此，发动机被外来物损伤后，共同工作线的两端可能仍有一定的稳定工作裕度，发动机在转速85%以上和65%以下仍可保持稳定工作。因此，在这起事故中，发动机在地面被外来物打伤，飞机仍能起飞升空和空中起动成功。

发动机损伤后是否停车或什么时候停车，仅根据损伤程度还不能完全确定。因为，每台发动机所固有的稳定工作裕度可有差异；即使是同一台发动机，装在不同飞机上，因与飞机进气道有了不同的匹配关系其稳定工作裕度也会有变化。除此之外，影响发动机稳定工作的因素还有喷口面积、飞行速度和高度（飞行速度和高度增加，发动机稳定工作裕度减小）、飞行状态及气象条件等。因此，即使压气机叶片损伤严重，在某一换算转速下，其剩余裕度也可能较之压气机叶片轻伤的要大。如，某部一架飞机进气道结冰空中脱落打坏发动机，右发有22片一级压气机叶片严重打伤变形，左发有14片叶片严重打伤变形，但左发空中停车，右发却没有停车。又如，某部一架飞机起飞22min后在动作过程中，发动机声音异常，飞行员收油门后发动机停车，空中起动成功，返场三转弯转速90%时，发动机异常声增大，飞行员打开空中点火电门直到飞机安全着陆。地面检查压气机叶片严重损伤，在进气道空气散热器滤网处找到一个被卡死的14号螺帽残骸。在这起事故中，发动机严重损伤后仍运转了22min才停车，而有的发动机损伤并不很严重，可能发动机起动运转较短时间就会发生停车。

此外，对于双转子发动机，由于其在过渡状态下低压转子的加

速过程线与单转子发动机相反，是远离喘振边界线的，因此，发动机小转速时快推油门到最大，有可能使发动机沿加速工作线跃过危险工作范围过渡到大功率状态而不发生停车。这就是在上例事故中，发动机停车空中起动成功后，飞行员推油门到转速 90% 并没有在危险工作范围停车的原因。

总之，外来物损伤发动机后可能不被及时发现，在空中可能导致发动机停车，其停车形式是压气机喘振分离，是低压转子叶片上产生气流回转分离并进一步扩展的结果。发动机停车前飞行员可能会感到飞机有轻微的振动，停车时爆音也不太明显。有时会使发动机进入转速悬挂状态，这时必须停车后重新起动才能消除。

6.4.9 一起发动机故障导致严重飞行事故的调查

6.4.9.1 事故经过

1975 年初，一架某型双发歼击机以“最大”状态起飞，飞机在滑跑约 1000m 刚刚离陆时，塔台指挥员看到飞机左侧上方着火，并听见“嘭”的一声响。飞机随即向左滚转，偏离起飞航向。在飞行约 170m 偏离跑道中心 4.5m 处，左翼尖擦地。飞机继续前行约 110m 距离内，左翼尖三次擦地，飞机两次飘飞，最后偏离跑道中心线约 9m，呈完全倒扣状态垂尾触地、座舱盖擦地。飞机又继续向左前方冲出约 380m，偏出跑道，穿过滑行道，机头掉转 180° 后停住。飞机起火烧毁，飞行员牺牲。

6.4.9.2 现场调查

1. 残骸分布情况

现场调查发现，飞机残骸的分布大致分为 4 个区域：

(1) 在发出爆响起火点附近的左前方为一个区域，主要分布有铝皮碎片、压气机叶片、锁片、机身对接螺栓窗口盖、燃油导管断块、滑油导管及胶圈等。由此分析，飞机在起飞滑跑约 1000m 刚刚离陆时，机身中部左侧发生了爆破；

（2）座舱盖擦地区域，主要分布有左航行灯罩碎片、座舱盖碎片、前舱盖、氧气面罩、布帘把手、座椅头部、座椅稳定板等散落物，是由于机体倒扣擦地时与地面相磨合受撞击、挤压散落的；

（3）位于飞机爆破点左侧 280m ~ 350m 范围，主要有左发动机第九级压气机盘和轮缘残骸；

（4）飞机最后所在位置，即飞机主残骸区。

2. 残骸损伤情况

由于飞机是在滑跑起飞过程中发生的事故，残骸破损不是很严重。飞机的损伤主要是在滑行中与地面撞击和起火造成的。检查发现，左发动机的中机匣有两处外翻破口，大的一处周向长约220mm，轴向长约 200mm；小的一处周向长 170mm，轴向长120mm。中机匣沿周向裂口总长约 1200mm。左发第八、九级整流叶片被打伤，第八级整流器内环有一半已经脱落。左发滑油散热器到附件机匣的通气管被打断，发动机左吊挂被打掉，离心燃油泵至滑油散热器的输油管被击伤。

由于飞机在滑跑过程中，左发动机主输油圈等燃油导管被打断，大量燃油外泄，引起飞机失火。在主残骸区，由于机载大量燃油燃烧，使飞机大部分残骸烧毁，座舱部分烧毁，双发中机匣前部、附件机匣、铝质叶片全部烧毁。

左发压气机九级盘残骸断成三块轮缘和一块辐板四大部分，如图 6 - 34 所示。最大一块轮缘连同叶片长 1145mm、重 6.5kg，第一触地点距跑道中心线垂直距离 2.5m、沿跑道方向距第一爆破点 170m，为几块主要残骸中第一触地点距爆破点最近的一块。另外两块轮缘长分别为 190mm 和 150mm，分别在爆破点左前方194m 和 269m 首次触地。辐板在爆破点左前方 123m 处触地。

6.4.9.3 残骸分析

为了判明发动机爆破的原因，进行了以下残骸检查和分析。

（1）检查左发动机主残骸区剩存的第一、六、七级转子叶片和

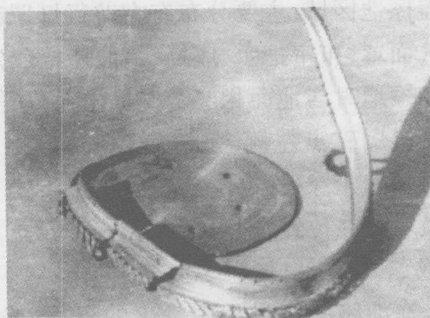


图6－34 压气机九级盘残骸

第六级整流叶片以及涡轮叶片，均未发现有被外来物打伤的痕迹。

（2）检查发动机涡轮叶片的颜色和间隙正常、其他高温部件也没有过烧和超温现象。

（3）分解检查发动机后发现，中轴承尚可转动，间隙正常。检查第八、九级压气机转子叶片顶端，没有发现磨伤痕迹，机匣内壁也无使用中摩擦现象。第六级整流叶片排气边缘完好，说明没有因中轴承损坏而引起转子前移。

（4）检查右发动机外观良好，说明左发动机爆破不是因右发动机破坏而引起的。

（5）事故现场仅主残骸区被火烧毁，其他区域拣到的爆破散落物均无烧痕和烟迹，说明飞机失火是由于左发动机爆破引起的。

（6）左发动机第九级压气机轮盘的残骸齐全，从残骸断口看，有两块轮缘在匹配断口上有呈蓝黑色的陈旧性断口，其他断口为新断口。最大一段轮缘存在陈旧性断口的一端受到严重摩擦痕迹、断口上挂有金属，该段轮缘上的叶片有逆旋转方向的弯曲，且弯曲量逐渐减小，说明是最先飞出的，具有陈旧性断口的一端是九级盘解体的起源。陈旧性断口沿轮缘轴向长52mm（两段轮缘上的总长），裂纹在辐板厚度方向是穿透的；轮缘沿径向的陈旧性裂

纹也是穿透性的。因此，可以判断，这次事故是由于存在陈旧性裂纹的压气机九级盘破裂造成的。

6.4.9.4　事故结论

飞机在起飞过程中，由于左发动机第九级压气机轮盘解体，打穿机匣和机身蒙皮，打断燃油管路，引起失火，造成事故。

6.4.9.5　关于第九级压气机轮盘解体的原因

在这次事故调查还未结束时，又发生了第三起同类事故。第一起是前半年发生的，当时因残骸不全未能进一步分析盘破裂的原因。发动机九级盘破裂导致的事故在半年时间内连续发生了三起，引起各方面的高度重视。立即组织各方面专家和技术人员进行分析研究。

1. 断口宏观分析

九级盘残骸轮缘从辐板圆弧转接处与辐板分离，变形严重。轮缘断口上有两种不同的形貌——蓝黑色断口与灰色瞬时撕裂断口。蓝黑色断口粗糙不平，呈颗粒状，还有蓝色条带存在，在断口边缘靠近轴径一边有黑色堆积物。3个破坏的盘均有上述特征。

2. 材质检查

对九级盘材质进行常规检查，未发现问题。

3. 断口微观分析

对事故发动机九级盘断口检查，发现蓝黑色区断口为沿晶断裂，灰色瞬断区断口呈韧窝状。对断口边缘黑色堆积物进行能谱分析，发现含镉量相当高，盘断口表面也有镉的存在，且从裂纹起始部位向辐板厚度方向逐渐减少。

从断口起始部位侧面取样进行金相检查，发现在蓝色端口处有很多沿晶界的网状裂纹。

综上所述，事故盘的材质均符合技术条件；裂纹特征相似。

4. 镉的来源查找

为查找镉的来源，对生产工艺进行了检查，发现后轴颈上的弹

簧片由于镀锌起泡，临时改为了镀镉，且生产镀镉弹簧片545件。经检查，事故盘后轴颈的弹簧片均为镀镉弹簧片，且在弹簧片下方后轴颈表面上均有熔化镉流淌的痕迹，呈暗红色或黑色，在其对应部件上有明显堆积物，裂纹正处在堆积物区域。经电子探针分析，堆积物中有大量的镉元素。

镉的熔点为321℃，弹簧片所处环境温度当发动机在标准大气条件时为293℃，而实际在炎热季节，飞机起飞和低空大速度飞行时，该处温度可达360℃，已超过了镉的熔点。这时弹簧镀镉层熔化，甩至九级盘辐板与轮缘转接处基体金属裸露部位渗入晶界，使晶界结合力急剧下降，导致沿晶脆性断裂。

5. 九级盘破裂原因

发动机压气机后轴颈上装的弹簧片在1973年曾由原来镀锌改为镀镉，发动机在工作过程中，镉层熔化，受离心力作用甩到九级盘辐板和轮缘转接圆弧裸露金属处，在工作温度和应力作用下，镉从表面沿晶界渗入，造成脆性断裂（镉脆）。

第7章 飞机爆炸事故的调查与分析

7.1 飞机爆炸事故的概况

1946年—1976年间,世界范围曾有41架飞机因机内爆炸装置爆炸而受到损坏或毁坏。该数字不包括已知的劫机事件或在军事行动中被击落的飞机,也不包括未经证实的和在可疑的情况下失踪的飞机。这个数字可以认为是保守的。在41架被损或被毁的飞机中,16架是活塞式发动机飞机,25架是涡轮喷气发动机飞机。在所有这些事件中21架飞机被完全炸毁,785名旅客和空勤人员丧生。空难发生在世界的不同地点,包括24个国家,影响了26家航空公司。

在20世纪70年代末到80年代初的十年中,英国皇家军械研究发展院的科学家们与本国及外国的航空调查当局进行了合作,以确定在神秘的情况下失事的飞机上是否发生了爆炸物爆炸。在搜寻碎片的方法和借助各种分析技术探索科学的证据方面积累了相当的专门技术。

7.2 飞机爆炸事故的判断

任何一种破坏或反应都有其机理,只有掌握其机理找出相应的特点,才能在事故现场复杂的环境下,及时准确地判明是否发生爆炸。

7.2.1 炸药反应的基本原理

7.2.1.1 炸药与燃料

炸药是一种特殊的燃料,炸药与燃料的共同特点是燃烧放热;所不同的是放热方式的不同。炸药有如下特征:

(1) 普通燃料要有氧气才能燃烧,炸药则不需要外加氧。

(2) 同重量的反应物放热量比较,每千克氢放热量约为硝化甘油的20倍。若以反应物加氧的总重量与炸药比较,每千克氢、氧放热量约为硝化甘油的2倍。可见同重量反应物放热量,一般要高于炸药。

(3)同体积的反应物放热量比较,每升硝化甘油放热量约为氢的1000多倍。要产生1kg氢的放热量需要16800L氢,反应前后没有多大变化;每千克硝化甘油约0.6L。爆炸后体积增大为原来的1000多倍。

这就是炸药与普通燃料的区别所在。所以炸药是一种能将它所集中的能量瞬间释放出来的物质。

7.2.1.2 炸药的反应

从分类上看火药和猛炸药都称作炸药,火药的反应形式主要是燃烧,炸药的反应形式主要是爆轰。但它不是火药与猛炸药的根本区别,如硝化纤维素主要反应形式是燃烧,但是也可以因条件不同产生爆轰。

爆轰是猛炸药的主要反应形式,是同时发生冲击波的燃烧形式。爆轰重要特点是一定要发生冲击波。

爆轰是一种以每秒几千米的超声速传播的化学反应过程(在钢和铝中的声速都是5000m/s),是TNT、RDX、黄色炸药、可塑炸药等猛炸药的主要形式。猛炸药发生爆轰时,其反应锋面以超声速向周围传播,锋面上产生极高的压力和温度,释放巨大的能量,使临近的物体遭到破坏。典型的猛炸药如TNT,其爆轰的速度约

为7000m/s,锋面压力约为160000kg/cm²。温度约为2700℃。上述的数据取决于炸药的种类和密度。而与炸药的尺寸和形状无关。随着离爆炸点的距离增大,这些数据按指数关系迅速减小。以上我们介绍关于爆轰的这些数据,可以充分地说明爆轰的破坏力。

关于冲击波,冲击波是一种传播比声速还快的波。波的传播就是空间压力的变化,在固体内部就是应力变化。最初压力变化十分陡峭,称之为波头压力。冲击波有两个特点:

(1)冲击波通过后,原来静止的介质突然获得一定速度,这与声波传播不同,声波通过的介质,指示在原位发生微小振动后又回到平衡位置。

(2)在固体中传播形成的应力大于材料的弹性极限时会发生破坏或局部变形。这里直接给一个结论,从空气传入固体时是压应力,传出时是拉应力。其实这是由于波在界面反射造成的。这也就解释如下一种现象了,炸口较小的一侧是放炸药的一边(图7-1)。

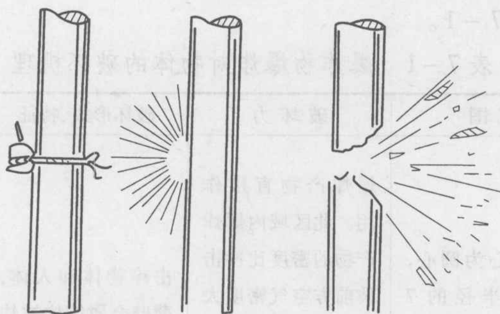


图7-1 冲击波破坏示意图

冲击波在物体传播中会迅速衰减,炸药爆轰反应后持续供给能量,形成连续的冲击波,不断的引起前面的炸药爆轰反应,这种爆轰反应与冲击波同等速度传播,每秒可达数千米,这就是爆轰

波。它作用于物体后,先把物体击碎,之后由于气体膨胀作用把物体抛开,产生杀伤作用。

这里仅定性地把炸药反应的基本原理介绍一下,不做定量说明。

7.2.2 爆炸物爆炸对物体的破坏机理

爆炸具有两种基本形式,即爆燃和爆轰(或称爆炸)。

爆燃是一种快速燃烧的过程。如炮弹内发射药或黑火药的燃烧,家用煤气的爆炸、燃油蒸汽与空气混合气在封闭空间的燃烧都属于爆燃。爆燃的传播速度从几十米每秒到几百米每秒,但不超过其传播介质的音速。

爆轰是一种以几千米每秒的超声速传播的化学反应过程,是猛炸药爆炸的主要形式,其反应过程通常可在十万分之一秒内完成,爆炸瞬间气体产物被加热到2000℃~3000℃,锋面压力可达10万~40万个大气压。猛炸药对物体的破坏情况,按物体与爆炸物的距离,大致可分为3个区域,详见表7-1。

表7-1 爆炸物爆炸对物体的破坏机理

区域	范围	破坏力	破坏形式、特征	炸药残留物
第一	爆炸中心为圆心,爆炸物半径的7倍~14倍为半径的圆形	爆炸产物直接作用。此区域内爆炸产物的密度比冲击波前方空气密度大20倍,高温、高压并迅速扩张的爆炸产物是主要的破坏力	击碎物体和人体,薄壁金属结构被炸得粉碎抛出	很少

（续）

区域	范 围	破 坏 力	破坏形式、特征	炸药残留物
第二	爆炸中心为圆心，爆炸物半径的 14 倍～20 倍为半径的圆形	爆炸产物和冲击波共同作用	这一区域的薄壁金属结构被炸成较大碎片，有些碎片上具有爆炸的形状特征和断口特征；有些碎片表面有受到爆炸产物和第一区域小碎片冲击的特征	残留物开始增加得很多
第三	第二区域以外的区域	冲击波作用	这一区域的物体构件上不具有爆炸的特征，带有金属包壳的炸药产生的金属片具有很大的动能，可以在这一区域的物体上打出坑或洞	残留物开始急剧增多，因为在第二区域与地三区域交界处爆炸产物与冲击波开始

7.2.3　残骸的爆炸特征

猛炸药的爆炸可以使爆炸的碎片或颗粒获得7000m/s 以上的初速度。这样大的初速度能使较大的颗粒穿入金属结构，很小的颗粒也能穿入座椅和人体等物体内。这些颗粒所具有的高速和高温，使其本身和所接触的物体上形成爆炸特征。这种在残骸上形成的爆炸特征是飞机坠地或发动机破坏时不可能产生的。

7.2.3.1　金属碎片爆炸特征

薄壁金属结构受猛炸药爆炸破坏形成的金属碎片中，有一部分具有爆炸作用形成的表面特征、形状特征、断口特征和金相组织

特征。具有这些特征的残骸,都是爆炸事故检查中的物证。

1. 表面特征

这里所讲的表面特征,主要指爆炸作用在金属表面(主要是铝板)上形成的特别形貌。爆炸表面特征的一个重要共同点是:朝向爆炸物的一面具有形状特征,背向爆炸物的一面基本没有。爆炸表面特征主要表现在以下几个方面:

(1) 表面擦伤和小穿孔。有金属包壳的爆炸物在第三区域的薄壁金属构件表面上形成许多小孔,在较厚的金属结构件表面上形成撞击坑;如果爆炸碎片与构件表面夹角较小,则形成许多放射状的擦痕,每条擦痕尖部指向碎片的抛射方向(图 7-2)。

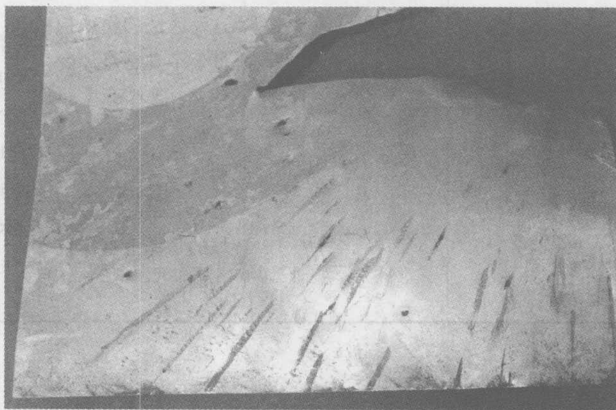


图 7-2 第三区域铝板表面的擦伤和小穿孔

(2) 表面麻坑和爆炸点蚀。质量较小的爆炸金属颗粒,撞击在第一、第二区域的构件表面上,会形成许多火山口状的微坑和飞溅型洞穴(图 7-3)。坑的大小不等,一般而言最大的直径不会超过 1mm,小的只有 0.001mm,肉眼往往难以发现,需要借助显微镜或电镜来观察。这是带金属包壳的爆炸物形成的高温高速小金属微粒撞击构件表面所致。

不带包壳的炸药可在构件表面形成点蚀坑。这是炸药内部未

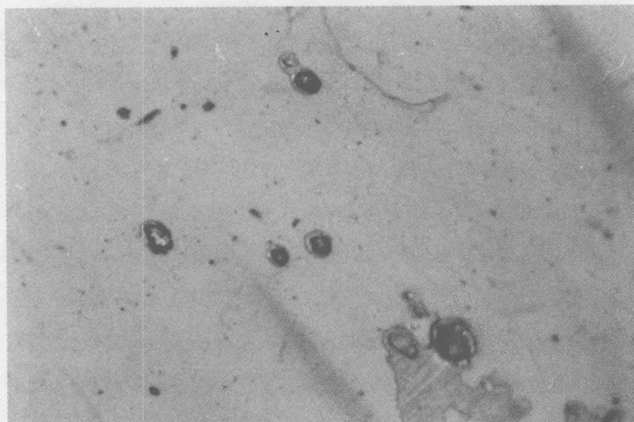


图 7－3　铝板表面的火山口状冲击坑

反应的小微粒冲击构件表面所致；或是通过固体炸药表面的小孔的高温高速气流冲击构件表面所致。

（3）放射状冲击痕迹。爆炸物爆炸后，靠近爆炸物的薄金属板将形成一个爆炸洞。这个范围内的金属被炸得粉碎，且被抛散。接着是以爆炸洞边缘为起点，沿四周朝气流方向翻卷撕裂，在紧靠爆炸洞边缘的金属板表面上，具有明显的放射状冲击痕迹（图 7－4）。这是爆炸物爆炸产生的高温使金属表面熔化，又受高速气流及其伴随的爆炸颗粒冲击所致。飞机空中起火或坠地后燃烧，都不会形成这样的特征。

（4）表面波纹。第二区域朝向炸药的一侧，受高温作用处于半熔化状态，又受到冲击波冲击变成波纹状，冷却后形成这样的特征（图 7－5）。

（5）表面印花。铝质小碎片受气流冲击打到其他物体上留下的痕迹。

（6）金属转移。在炸点附近熔点较低的部件（如铝），受爆炸高温作用熔化后随气流喷涂到其他部件上，冷却后在该处表

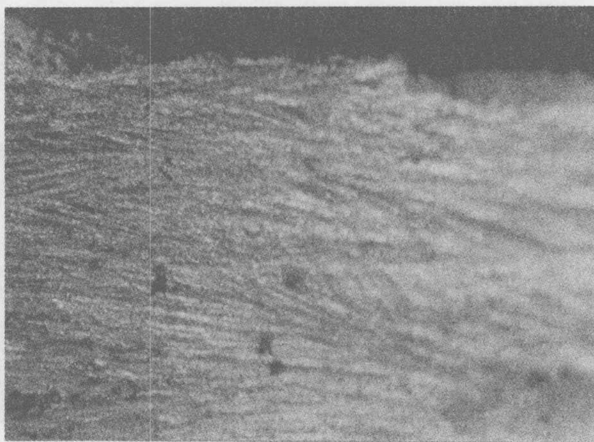


图 7－4　爆炸洞边缘的放射状冲击痕迹

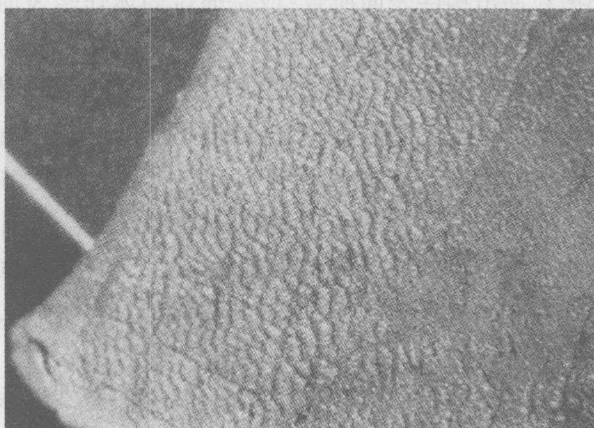


图 7－5　碎片表面的波纹

面上形成一层金属薄膜，这种现象称为金属喷涂或金属转移（图 7－6）。

（7）金属剥离。第二区域金属板材受到冲击，背面受拉应力，表层剥离的现象。

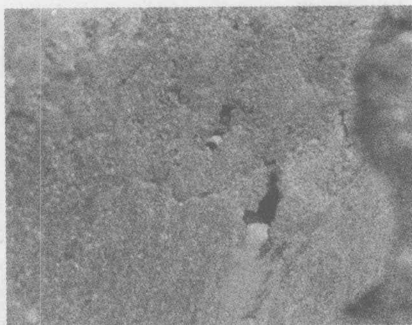


图 7－6 喷涂在碎片表面的金属膜

2. 形状特征

（1）卷边碎片。爆炸物的薄壁金属包壳或位于第一区域的薄壁铝板件，受爆炸破坏后会产生卷边碎片，其特征是碎片的边缘是顺气流冲击方向翻卷，曲率半径很小，弯曲均匀（图 7－7）。飞机坠地不会造成这样的特征，因此是重要的爆炸特征。

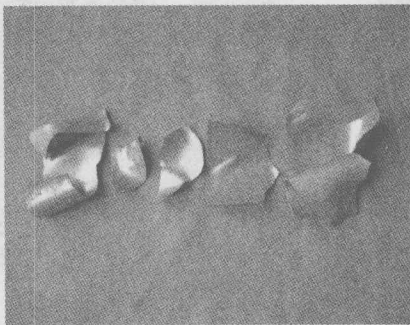


图 7－7 卷边碎片

（2）卷曲碎片。在爆炸作用瞬间，碎片一端已断裂，而另一端尚连在金属板上，受大过载形成卷曲。卷曲的角度与金属板的材料和厚度有关，一般碎片呈长条形，因硬度和厚度不同可以卷曲一圈或两圈，薄而软的铝板可卷到两圈以上，较厚（0.8mm ~ 2mm）而硬的铝板则不到一圈。飞机坠地时也可找到这样的特征，现场检

查时应注意予以仔细区别。

(3) 剥离碎片。第一区域,有些碎片爆炸后剥离为几层,厚度为原来的1/5到1/3,是典型的爆炸特征。

3. 金属板断口特征

受爆炸破坏的金属板,其中有的断口具有以下特征:

(1) 反向倾斜断口。碎片断口由交叉各呈45°的斜面组成。断口斜面交变的频率随构件与爆炸点距离的增大而减小,直到逐渐消失而成为普通的撕裂断口。但是,要注意的是飞机的高压容器爆破或飞机坠地时也可能产生这种断口。

(2) 锯齿型断口。在第一区域和第二区域交界处,由于剪切力和拉力共同作用,形成锯齿状断口,齿数由几个到数十个不等。

(3) 裂缝碎片。在很靠近炸药金属板上留下大量细密的斜向裂纹,其中多数裂缝是穿透型的(图7-8)。

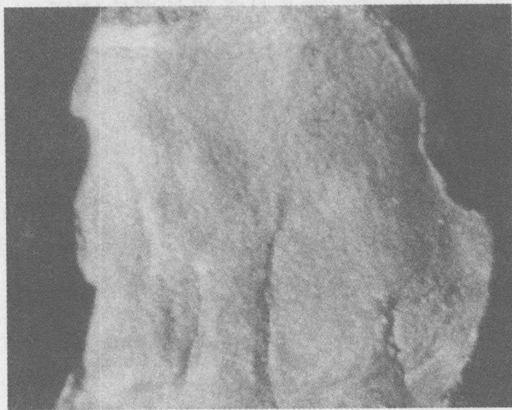


图7-8 裂缝碎片

以上第(3)种特征是爆炸所特有的,而第(1)、(2)两种特征不是爆炸特有的。

4. 金相组织变化

钢或铜的爆炸碎片的金相组织中会出现孪晶,这是爆炸作用

的特征。爆炸产生的高温下的高应变率,使金属碎片组织中产生形变孪晶或再结晶孪晶。

爆炸碎片中另一个典型特征是再结晶晶粒小。金属爆炸碎片的严重变形使其达到再结晶温度,射入软物体后骤冷,没有足够的时间使晶粒生长,因而其结晶晶粒比正常组织的晶粒小得多。一般只有几微米,或几十微米。在爆炸事故中曾发现钢碎片中的再结晶晶粒为 15μm ~ 20μm。

7.2.3.2　非金属物体上的爆炸特征

爆炸物附近的一些非金属物体,如人体、泡沫塑料座垫、地毯、行李及衣物等。受爆炸物爆炸作用后,也会形成如下一些爆炸特征:

(1) 软物体上有射入的纤维、非金属颗粒、金属碎片、金属颗粒。

(2) 爆炸物附近物体上有深浅不一的烟熏痕迹,因炸药不同烟的颜色也不同。与空中或地面起火造成的烟迹不同的是,这种烟迹呈放射状分布,且不易擦掉。

(3) 在靠近爆炸物的物体上有贯穿的小孔等。

7.3　飞机爆炸事故调查与分析方法

7.3.1　爆炸事故的检查方法

判断飞机是否因爆炸物爆炸失事,主要是查找具有爆炸特征的残骸和对残留物进行科学的鉴定。由于调查工作可能涉及尸体和受伤人员的检验,爆炸残留物的化验以及对爆炸物的来源的进一步追查,因此,需要有关专家、医生和公安人员参与工作。

(1) 根据金属碎片形状、断口特征初步判断是否是爆炸事故。有些形状、断口特征是爆炸事故所特有的,如小曲率均匀的卷边、

蒙皮表面放射状擦伤等。首先根据这些特征初步判断是否是爆炸事故。

(2) 在非金属软物体上寻找爆炸特征,进一步证实爆炸事故。爆炸产生的金属碎片和金属颗粒会像箭一样射入周围的软物体,如座垫、人体、行李。如果在软物体内找到这些碎片,是证实爆炸有力的证据。

(3) 尸检。尸体上是否有金属颗粒,必要时可用 X 射线照相检验,是否有爆炸物作用后产生的局部烧伤;是否爆炸冲击波作用后产生的大面积内出血、耳膜破裂等损伤。

(4) 寻找起爆器件。炸药引信装置通常是一些雷管、定时器、电源、导线等,在现场通常留有残骸。

(5) 检验炸药残留物。如果确定是爆炸事故,还要鉴定一下是何种炸药。只要残留物中有 10^{-9}g 的炸药成分就可以确定炸药种类。炸药残留物在第二区域与第三区域交界处较多,如前所述在此区域,爆炸产物与冲击波分离产生负压区,所以爆炸残留物降落较多。找到表面粘有爆炸残留物的碎片后,首先采样得到样品,之后用甲苯、丙酮等提取液把炸药成分提取出来。

目前比较先进的定量方法有薄层分析法、气相色谱法、红外光谱法、X 射线光谱等。

7.3.2 军械故障造成事故的特征和判断实例

军用飞机也存在航炮炸膛、炸弹在弹舱内爆炸等问题。

7.3.2.1 航炮炸膛

航炮在连续射击中炸膛,飞行员能听到比正常射击声还要大的炸膛声,可能会看到炮口前有一团火,炮立即自动停射。此时,飞机有损伤,飞行状态会发生变化。

如果炮管和避火罩被炸断,则炮舱附近的蒙皮损坏较严重,炮舱内有被火药气体熏黑的痕迹,并黏附少量火药残渣。液压、

冷气及操纵系统受到损伤。飞行员感到飞机操纵困难或失去操纵。沿航迹散落有炸断的炮管、避火罩、炮舱蒙皮等残骸。航炮炮管炸断部位，一般在前固定卡圈和炮管通气孔附近，断口呈喇叭形或鸭嘴形。弹丸钢体紧贴来复线上，钢体前缘呈花瓣状。如某型歼击机进行空靶射击时，右炮炸膛，飞机右滚。飞行员双手向左压杆，才将飞机改平。改平后，飞机剧烈抖动，左右摇摆，横向操纵失灵。返场着陆时，正常和应急均放不下起落架，飞行员被迫跳伞。炸断的炮管和避火罩掉在靶场，炮的后段及部分飞机残骸掉在靶场以外 40km 处。炮管和避火罩在距炮膛 510mm 处炸断。连接机心匣的断口呈张开的鸭嘴形，另一端呈喇叭形。炮管直径由 57mm 扩大到 63mm。弹丸钢体前进到距炮膛 990mm 处紧贴于来复线上。避火罩隔框有被弹片击伤的凹坑，罩口有被弹片划伤的痕迹。

航炮炸膛，炮管未炸断时，也能炸伤炮舱内的机件，其他损伤程度比炮管炸断的轻。检查残骸时，弹丸一般停在炮管最高膛压点。炮膛被炸成不同长度的裂缝，炮膛向外膨胀，机箱炸裂，前固定卡圈变形。机心组处的锁膛位置，机心抓手内有弹壳，弹壳底缘有高压气体击穿的孔，弹壳口边缘有程度不同烧熔痕迹，弹壳外形较正常的外壳粗。

航炮射击时炸膛的主要原因是火帽和雷管质量不好，或引信火帽点火后直接点燃雷管，造成炮弹引信提前引爆。

如某歼击机进行空靶射击时，飞行员听到“轰”的一声巨响，航炮立即停止射击，并感到飞机速度减小，稍有侧滑。经检查，右机翼炮舱上蒙皮出现一个鼓包，炮舱下部蒙皮撕出 30°的裂口，炮前方的飞机蒙皮有被弹片击伤的凹坑，右炮炮膛向外膨胀 2mm，炸开三条裂缝，机箱靠炮膛处有 150mm 长的裂缝，前固定卡圈定位凸部外翘 2.6mm，顶坏前固定座内圈，进弹机、除链机、进弹窗都有程度不同的烧熔痕迹。

7.3.2.2 炸弹在弹舱内爆炸

炸弹在空中爆炸而造成的事故,多发生在空勤人员打开弹舱门时,按下投弹按钮,或炸弹投下后飞机未脱离爆炸威力圈时。其特征是:沿航迹可找到炸弹片和飞机蒙皮等散落物。爆炸中心附近的残骸上,具有特殊的“爆炸特征”。炸坏油箱、导管时,飞机往往先冒出一股白烟,然后起火。

如某部一架轰炸机执行编队轰炸任务投弹时,炸弹在弹舱内爆炸,炸坏弹舱上部的油箱,飞机起火爆炸。沿航迹散落有飞机蒙皮、挂弹钩、弹箱碎片等残骸。经检查,弹舱门有由里向外炸穿的孔,弹箱有明显的向外膨胀现象(图 7-9、图 7-10)。弹舱壁有高温烧熔的凹坑,沿弹舱后方的后机身外蒙皮上也有被炸伤的痕迹。以上情况,说明爆炸中心在弹舱内。

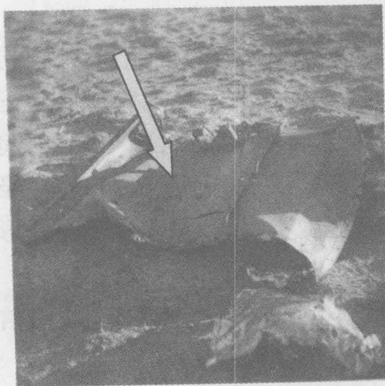


图 7-9 箭头所指为弹箱壁被炸的孔

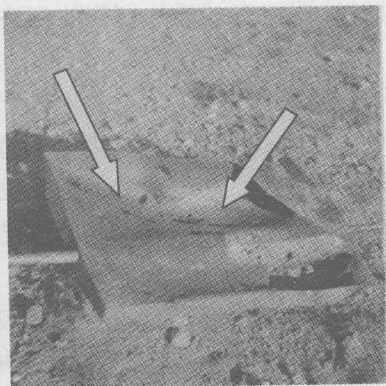


图 7-10 箭头所指为弹箱底部被弹片击穿并向外膨胀

进一步检查发现,导致该起炸弹在弹舱内爆炸的主要原因是,使用了不合要求的引信,又没有装带保险叉的盖子。飞行中引信旋翼转动而脱落,使引信处于待发状态。投弹时,弹箱内的炸弹相互碰撞而爆炸。

7.4 飞机爆炸事故调查与分析实例

1988年12月21日,美国泛美航空公司的一架波音747班机在苏格兰上空9000m巡航高度上飞行时,突然发生空中解体,前段机身、尾翼、外翼和一台发动机都在空中分离。机上259人全部遇难。飞机残骸散布在130km长的带状地区,面积达2900km^2。机上乘客大部分是赶回家度圣诞节的美国人和英国人,当时西方各国公众大为震动。新闻媒介很快报道事故原因可能是恐怖分子放置了炸弹。但是,这架波音747-100是1970年出厂的老龄飞机,已经飞行72000h,16500起落,是否会涉及结构疲劳问题,还需要仔细检查。这次事故调查由英国航空事故调查局(AAIB)负责,前后进行了将近2年,最后才得出了结论。

7.4.1 事故简要经过

1988年12月21日,美国泛美航空公司第103航班,波音747(N739PA)型飞机,由美国旧金山飞到英国伦敦。在希斯陆机场落地后停在K-14号停机坪。不久,载着大部分德国乘客的波音727飞机由法兰克福飞到了这里,停在相邻的K-16号停机坪上。飞往美国纽约的乘客及其行李在这里换乘PA103航班的N739PA号波音747飞机。6h以后,这架波音747飞机于18时25分从第27号跑道离地起飞。飞机上升至接近伯恩哈姆伏尔台(甚高频全向信标导航台)附近,转向350°方向在滞空待机空域1829m以下飞行。不久,塔台同意其上升到3657m飞行,接着又同意其上升到9449m高度飞行。18时56分,该机在希尔港伏尔台西北部上升到9449m转入水平飞行后约7min,尚威克大洋控制中心向其发出同意出港的信号,然而该机对此没做应答。在进行通信联络期间,这架波音747曾两次在雷达显示器上消失。随后雷达显示器

上出现许多雷达回波，主要分成两部分飘移，最长的回波飘移达130km。飞机残骸的主要部分掉落在洛克比市附近，驾驶舱及机头部分落在了该市东部。

洛克比市民报告说：19 时左右，天空中响起了像是雷鸣般的声音，紧接着响起越来越大的喷气发动机的声音，随后看到一团火焰掉落在洛克比市的东北部。与此同时，在夏武德克罗斯地区看到有一个像是飞机主翼的大三角形物体从天而降。该物体起初没有燃烧，但没过多久，就变成了一个大火块。许多碎片从空中散落下来，大块的物体落到了附近，小块物体在空中随风飘移达数英里之远。

7.4.2 飞机残骸的分布状况

主机翼和机翼桁条坠落到洛克比市南部夏武德克罗斯地区，把地面砸成一个圆形大坑（直径约 47m，容积约 560m^3。）有一段长约 18m 的机身坠落在罗斯班克克雷森特地区，该地距圆形大坑约600m，在该处还发现了左右机身、起落架、右机翼、货舱中的集装箱及运货小车等。

飞机在空中分解后，残骸在高空风的吹动下，很清晰地分成了南侧和北侧两部分，我们称之为南部散落区和北部散落区。

北部散落区从机翼坠地砸的大坑和罗斯班克克雷森特以及第1、2、4 号发动机坠落的地点开始，沿着东北方向散落了大约 16km。在这一区域内散落的部分还有后机身，垂直尾翼和左右水平尾翼。南部散落区从洛克比市开始，在最初的 12km 以内与北部散落区相重合，界线不很明显。其后逐渐分开，并横穿苏格兰南部和英格兰北部，最远处直至北海，长度延续 130 多千米。残骸的主要部分散落在从被机翼坠落时砸的大坑算起 30km 以内。

在这一区域发现的主要部分有前机身，驾驶舱，机头部分和水平尾翼的翼尖部分。

参见图 7－11、图 7－12。

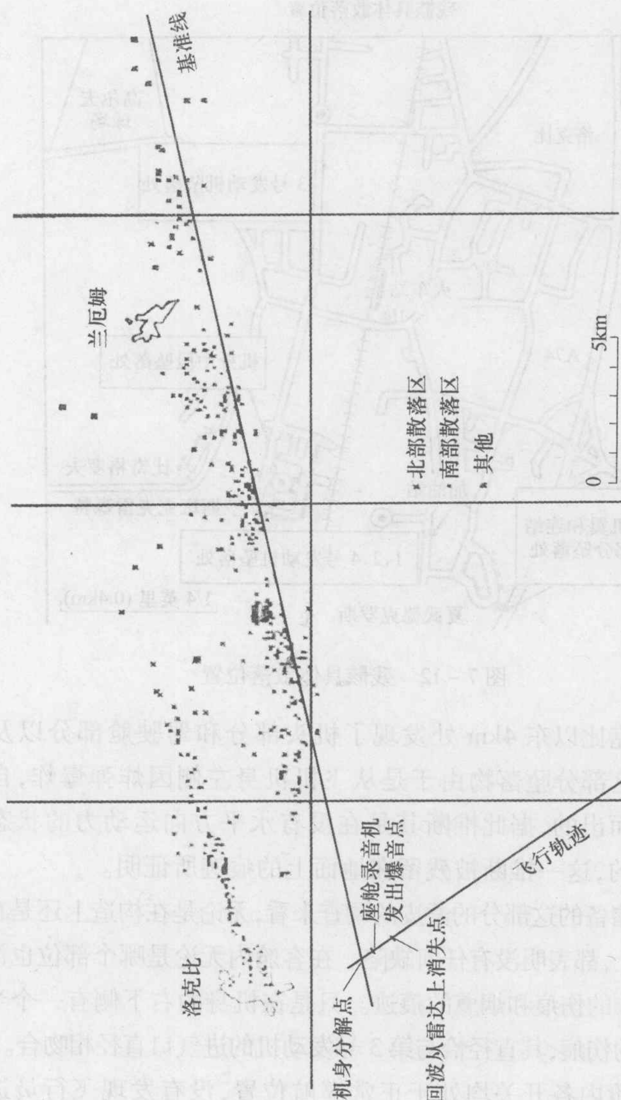


图 7-11　飞机残骸散落状况



图 7－12　残骸具体散落位置

在洛克比以东 4km 处发现了机头部分和驾驶舱部分以及前起落架。这部分坠落物由于是从飞机机身左侧因炸弹爆炸,自上向下压迫而出的,据此推断其是在没有水平方向运动力的状态下坠落下来的,这一推断被残留在地面上的痕迹所证明。

从对储备的这部分的蒙皮的调查来看,无论是在构造上还是在材料的质量上,都表明没有任何缺陷。在客舱内无论是哪个部位也没有发现有爆炸的伤痕和烟熏的痕迹。只是在机身的右下侧有一个半圆形的较深的伤痕,其直径恰与第 3 号发动机的进气口直径相吻合。

驾驶舱内各开关均处于正常巡航位置,没有发现飞行员进行紧急减压或因不能操纵而准备采取紧急情况处置的行动依据。

最后约有 90% 以上的飞机残骸被发现，经确认后被集中到一起，按其位置顺序排列在一个平面上，然后再把与事故有密切关系的货物集装箱，机身部分进行立体复原，详细分析飞机爆炸、解体的情况。

复原后，在前部机身左下侧发现了因爆炸造成的伤痕。这是一个狭小区域，在 700 框和 720 框以及左侧 38# 桁条和 40# 桁条所在区域，该处因来自内侧的爆炸而粉碎。在 39L 处相连接的两张蒙皮几乎没留下任何痕迹。

7.4.3　残骸拼凑

AAIB 先把收集到的残骸送到距现场 37km 的一个陆军仓库内，在库房里进行飞机残骸的平面拼凑。所谓平面拼凑，就是把分拣后的飞机残骸，按飞机平面图，分部位摆放在库房的地面上。在这个阶段已经确定在前行李舱内有爆炸装置爆炸。但是，平面拼凑还难以分析爆炸物如何使飞机发生灾难性解体，也就是分析不出飞机的解体过程。因此，他们又把前机身的关键段（长 20m，高 8m，宽 8m）残骸及其他一些残骸运回法恩巴勒（AAIB 所在地）自己的机库内进行立体拼凑。所谓立体拼凑，就是把残骸固定在许多脚手架上（图 7 – 13、图 7 – 14），使残骸恢复到更加接近于飞机原来的状态。由于机库的高度不够，飞机的驾驶舱和上层客舱是另行拼凑的。

7.4.4　为什么说是炸弹爆炸

确定事故原因是爆炸装置爆炸的根据之一是前机身两侧蒙皮的破坏形状。同时，这些爆破特征也确定了爆炸装置的放置位置。前机身左侧有一个“花瓣形”的大破口（图 7 – 13、图 7 – 14），沿这个破口的四周还有多条撕裂逢，最长的一条一直延伸到机翼下面（见图 7 – 14 上的箭头）。这些裂缝是爆炸激波和超声速燃气流所造成的。在前机身的右侧和下方，也有几个破口，但是破口并不是“花瓣形”，而是蒙皮向外撑开后卷曲，机身下蒙皮是很厚的，但仍



图 7-13 拼凑后的前机身左侧

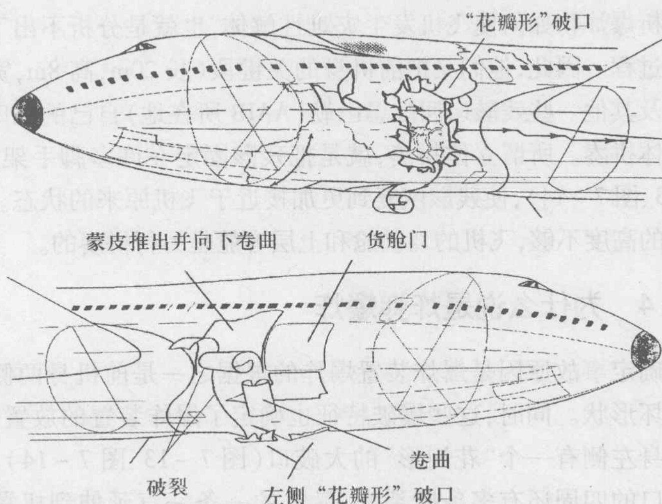


图 7-14 爆炸形成的前机身两侧破孔示意图

然卷曲到360°以上(图 7-14)。"花瓣形"和卷曲的残骸都属于具有爆炸特征的蒙皮残骸。"花瓣形"残骸比卷曲残骸距爆炸源

更近。因此,爆炸装置应是放置在前货舱的左侧行李集装箱内的。

另一个根据是行李舱左边的行李集装箱残骸具有爆炸特征。经拼凑,可以看出,行李集装箱的铝蒙皮在向外鼓破前形成的明显的爆炸变形特征。

英国皇家武器研究和发展研究院的专家组对这个行李集装箱进行了详细的检查。他们用气体光谱分析法对集装箱残骸上的炸药残留物进行分析,判明爆炸装置含有塞姆汀塑胶炸药(Semtex H)。这是一种捷克生产的无气味的烈性塑性炸药,可以做成各种形状。他们还在集装箱的框架上发现一小块被爆炸气流射入的已经烧焦的印刷电路板破片,旁边还有扬声器碎片。这些碎片是东芝8016收录机上的。此外,还发现一些有一面被烧黑的手提箱碎片和粘有炸药残留物的衣服碎片,经分析,这个带有定时和气压调节装置的爆炸装置是装在一台收录机内的(放在收录机、计算机等电子设备内的物品是透视不出来的),而收录机和其他衣物则是装在一个手提箱内的。后来,警方从衣物碎片上找出其产地是马耳他岛,在从岛上的商店查询衣服的买主,终于查到了放置炸弹的嫌疑犯。

7.4.5 炸弹在机内的位置

通过立体拼凑和详细检查发现,两个集装箱(一个编号为AVE414PA的金属集装箱,另一个是编号为AVN7511PA的纤维玻璃集装箱)均遭受爆炸的损伤。经分析判断,炸弹是在金属集装箱内部爆炸的,所以使相邻的纤维玻璃集装箱的前部和机身框架(700框处)遭到直接损伤。这一事实与飞机的装货记录是相一致的。据推测,炸弹是放在左侧14#货柜位置的金属集装箱内后部外侧,距700框处的壁板约63.5cm内侧位置。参见图7-15。

在进行调查过程中,事故调查人员在金属集装箱铆接处发现了部分盒式收录机的残骸。后经英国皇家武器调查开发研究所的检验人员验证,确认该盒式收录机就是自制炸弹的一部分。

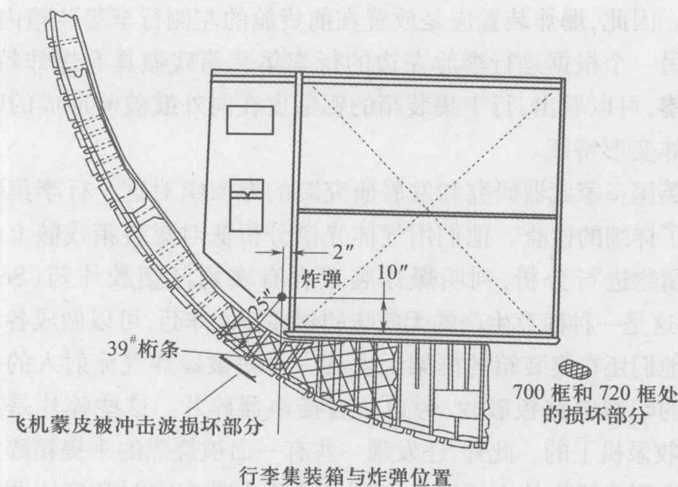


图 7－15　炸弹按放位置

7.4.6　飞机破裂的过程

根据飞机残骸的分布状况及将残骸回收后进行复原的情况来看，飞机从炸弹爆炸至空中分解经过了下述过程（图 7－16）：

（1）炸弹的爆炸是发生事故的起因，首先破坏了飞机前部机身的结构。炸弹爆炸后在 560 框与 760 框之间几乎什么也没有剩下，残留的只有机窗壁板和机窗正上方和正下方的客舱侧壁。前货舱的地板勉勉强强地连接着。

（2）贯通机身内部的操纵用钢索，被因爆炸而移位的机内其他结构所阻挡，机身在爆炸的同时，机头明显下俯并向左侧倾斜。

（3）在 710 框处，左侧的机窗壁板遭到破坏，这是由于机身运动产生的扭转力作用到机身上造成的。

（4）前部机身以右侧机窗壁板为轴向右偏转，在 800 框处开始断裂脱离。机头下侧部分在向后方运动过程中撞到了第 3 号发动机的进气口，导致发动机从挂架上脱落。机身前部的脱离是在

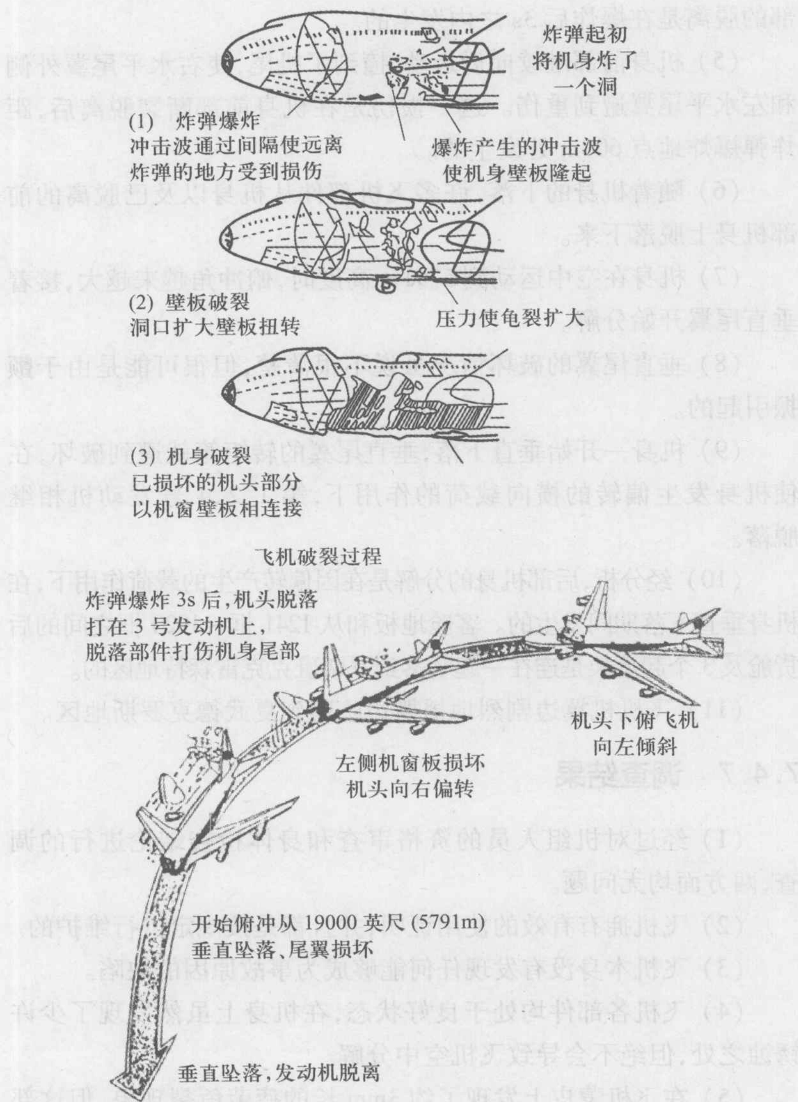


图 7－16 飞机破裂过程示意图

爆炸后3号发动机的进气口,导致发动机从挂架上脱落。机身前部的脱离是在爆炸后3s之内发生的。

(5) 机身前部继续向后运动,撞到了机尾,使右水平尾翼外侧和左水平尾翼遭到重伤。这一损伤是在机身前部断裂脱离后,距炸弹爆炸地点600m处发生的。

(6) 随着机身的下落,许多飞机部件从机身以及已脱离的前部机身上脱落下来。

(7) 机身在空中运动到5791m高度时,俯冲角越来越大,接着垂直尾翼开始分解。

(8) 垂直尾翼的破坏情况虽说不很清楚,但很可能是由于颤振引起的。

(9) 机身一开始垂直下落,垂直尾翼的转矩箱就遭到破坏,在使机身发生偏转的横向载荷的作用下,第1、2、4号发动机相继脱落。

(10) 经分析,后部机身的分解是在因偏转产生的载荷作用下,在机身垂直下落期间发生的。客舱地板和从1241框~1920框之间的后货舱及3个起落架是连在一起坠落到罗斯班克克雷森特地区的。

(11) 飞机机翼边剧烈地摇摆边坠落到夏武德克罗斯地区。

7.4.7 调查结果

(1) 经过对机组人员的资格审查和身体检查结论进行的调查,两方面均无问题。

(2) 飞机拥有有效的使用证明,并且都是按规定进行维护的。

(3) 飞机本身没有发现任何能够成为事故原因的缺陷。

(4) 飞机各部件均处于良好状态,在机身上虽然发现了少许锈蚀之处,但绝不会导致飞机空中分解。

(5) 在飞机蒙皮上发现了约3mm长的疲劳龟裂现象,但这部分龟裂的蒙皮在空中分解过程中并未扩大。

(6) 自制炸弹是在编号为 AVE4041PA 的小型行李集装箱中爆炸的。这个集装箱在飞机前货舱的左侧 14#货柜位置,炸弹位于 700 框处的机身左下方内侧约 63.5cm 处。

(7) 经解析,飞行记录器中没有记录下爆炸的事实。

(8) 爆炸的直接力量把机身打了一个大洞。使客舱地板遭到破坏,由于客舱内的压力作用,机身从这个大洞开始发生龟裂。

(9) 爆炸的间接后果导致飞机从爆炸点开始,使机身的结构受到很大破坏。

(10) 直接和间接爆炸的合力,破坏了飞机前部机身。

(11) 从机身前部货舱炸开的洞里飞出来的集装箱和货物碎片与机身碎片一同打到了飞机尾部,打断了左水平尾翼,打坏了右水平尾翼的外侧部分,并把垂直尾翼的前缘部分打伤。

(12) 驾驶舱与前部机身的炸弹爆炸 2s ~ 3s 时间内分离。

(13) 第 3 号发动机被脱落下来的机身前部击中并脱落。

(14) 分离后所剩的机身前部,在从高度 5791m ~ 2743m 的垂直坠落期间发生了空中分解。

(15) 主机翼坠落在洛克比市内,把地面砸了一个大坑并造成火灾。

7.4.8　事故原因

导致飞机空中分解的原因是由于装在 700 框处的前货舱左侧的行李集装箱中的自制炸弹爆炸而引起的。

7.4.9　直接损伤

飞机内部炸弹爆炸,破坏了机身框架和桁条,使机身壁板出现破洞,并由此产生裂纹,进而在强大风压、机身运动及惯性作用下,机身强度很快减弱到危险边缘。其后破洞增大,所载集装箱及其他物品碎片飞到空中,打伤机身后部。

7.4.10 间接损伤

因爆炸产生的冲击波和超声速气流的能量通过机身内的间隙向四周传播,给远离爆炸物的地方造成伤害。

第8章　飞机雷击事故的调查与分析

8.1　飞机雷击事故的概况

飞机空中遭遇雷击、机场停机坪上停放的飞机和正在进行维修作业的工作人员遭雷击事件，全世界每年都发生数千起，造成众多人员伤亡和飞机损伤。据美军20世纪70年代的统计平均每年有一架飞机因雷击而坠毁，进入80年代雷击事故更为突出，这类事故已成为威胁航空安全的一个主要因素。世界上最严重的两起雷击事故发生在美军，一起发生1987年3月29日，一架F－111飞机遭雷击，因强电流穿透，飞机失控，飞机坠毁，两名飞行员身亡。另一起是1987年11月30日，又一架F－111飞机遭雷击，机翼蒙皮被击穿，点燃燃油蒸气，导致飞机空中爆炸，机上人全部遇难。

近年来，我国也多次发生这类事故，引起了有关方面的重视。例如:2001年5月3日下午17时左右，北京首都机场正在停机坪作业的机务维修人员有7人被突如其来的雷电击倒在地，造成3人重伤，4人轻伤。另外，1996年2月17日一架波音737飞机在黄山机场穿云下降过程遭受雷击，1998年12月29日和2004年9月29日先后发生停放在停机坪的一架直升机和一架歼击机遭受雷击的事件，造成飞机不同程度的损伤。其中最为严重的是1994年6月，某部机动训练时，机群进入危险天气遭雷击，造成14架飞机中的12架飞机不同程度雷击损伤，有的飞机还发生了严重飞行事故。

飞机遭到雷击,可以在气象条件和飞行条件范围都比较广泛的情况下发生,它对飞机会带来不同程度的损伤和影响。

8.2 飞机雷击事故的判断

8.2.1 飞机遭受雷击的过程

雷击放电的过程非常复杂,而整个过程又是在瞬间内完成的。飞机遭受雷击一般分为预先雷击阶段、主放电阶段和大量放电阶段3个阶段,如图8-1所示。

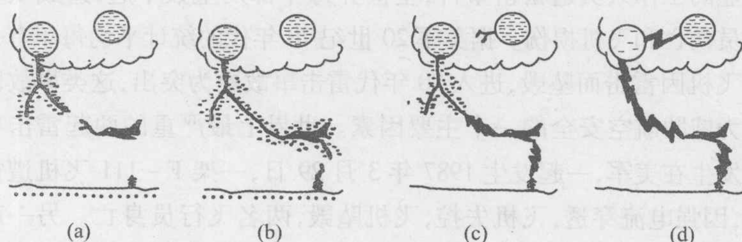


图8-1 飞机遭受雷击的过程

(a)先导逼近飞机;(b)先导通过飞机;(c)主放电;(d)重复放电。

8.2.1.1 预先雷击阶段

当云中电荷中心积聚的电荷达到一定数量时,其周围的电场可以强到使空气电离,在电场最强的方向产生一个明亮的火花形式的导电通道。云中的电荷就流入这一通道,从而加强了火花通道前端的电场,于是再次引起电离,进一步延伸火花通道。这一过程反复进行,就形成了一条逐级推进的火花通道,称为"阶梯先导"。如果飞机在有雷电活动的环境中飞行,飞机处在发展着的先导附近,由于飞机是良导体,就成为阶梯先导的一部分了,云里的电荷就顺着通道流到飞机上,直达地面。这称为预先雷击阶段。这时飞机已成为云对地放电通道的一部分,雷击放电的电流将通

过飞机。在阶梯先导的通道中,传递的电荷量平均为 5C,平均电流约为 100A,峰值电流约为 1000A。

8.2.1.2 主放电阶段

阶梯先导到达地面后,立即从地面经过已经高度电离了的空气通道,向云中流去大量的相反极性的电荷,这股电流很强,以致空气通道被烧得白炽耀眼,出现一条细长而弯曲的光柱,这一过程叫"回击",也叫"主放电"。在主放电过程中,峰值电流的平均值为 106A,最大值达 200kA。这种高峰值电流上升速率很快,平均每微秒 10kA,最高是每微秒 100kA。峰值电流持续时间一般是 40μs,最长可达 80μs。

一旦回击到达云块,主放电就结束。如果云中还存在其他的电荷中心,它们还可能通过上述通道对地放电,再次形成雷击,这称为"重复放电"。一次雷击平均有 3 次 ~4 次重复放电,最多的可达十几次,重复放电的电流比第一次主放电的电流小。各次放电的时间间隔为几十毫秒。

8.2.1.3 大电量阶段

一般在第一个回击之后,留在云块里的电荷仍然可以通过通道泄放到地面,形成一个低的持续电流,通常为 100A ~200A,最大可达 400A ~500A。电流持续时间平均为几百毫秒,最长达 1s。传递的电荷量平均为几十库仑,最大值为 200C。因此,雷击放电传递的能量主要集中在这个阶段。

飞机遭受雷击的另一种情况是扫掠雷击。在续流和多重雷击过程中,闪电通道会稍微停留在空间。当飞机进入时,由于飞行有一定的速度,飞机相对于闪电通道移动,如果雷电起初附着在飞机的某一点,那么,电弧的附着点在飞机飞过稳定闪电通道时,会向后扫掠过飞机表面,这称为"扫掠雷击"。在扫掠雷击中,通过飞机的往往是持续电流和重复放电电流。扫掠雷击的能量比较分散,但也是足够的破坏能量。

8.2.2 雷击对飞机的危害

雷击对飞机造成的损伤与雷电电流的传导状态有关,根据其破坏因素分析,有如下几个方面的破坏作用。

8.2.2.1 热性质的破坏

在主放电阶段,雷击的高峰值电流能在极短的时间内传送大量电荷,这种电荷传送会很快使材料高温气化。如果这个过程发生在很有限的空间内,就会产生很大的蒸气压力,这种压力可以造成结构大面积的损伤,如复合材料的雷达罩未加雷电防护在遭受雷击后由于热损伤,会造成剥层、脱落、穿透等(图 8-2)。雷击也会造成飞机内部附件损伤、爆破。

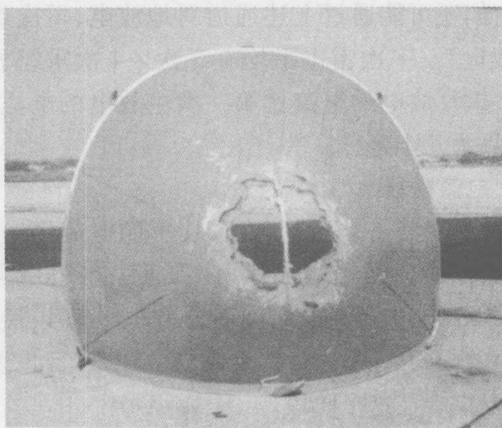


图 8-2 雷击造成雷达罩的热损伤

在雷击大量放电阶段,雷电流通过导体时能在极短的时间内转换成大量热能,会造成机件的严重烧伤和烧蚀(图 8-3)。特别是在整个雷电传导期内,当闪电通道停留或附着在飞机的一点时,会对飞机造成特别严重的损伤,能将飞机蒙皮烧伤或烧蚀数厘米的孔洞(图 8-4)。如果烧伤或烧蚀发生在油箱或近处有油蒸气的

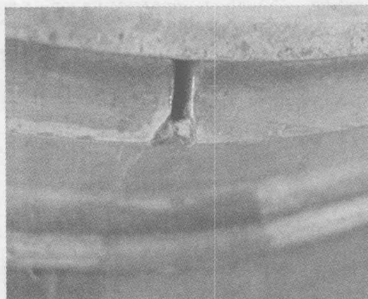


图8-3 轮毂严重烧蚀

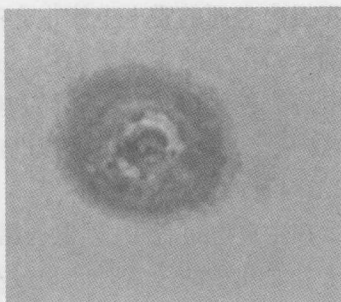


图8-4 飞机蒙皮烧伤的孔洞

蒙皮上,蒙皮上局部高温就可能会引燃燃油蒸气而引起爆炸。

8.2.2.2 电性质的破坏作用

雷击时会有数十万以至于百万伏冲击电压放电。这将造成绝缘材料的击穿,如机头的雷达罩被高压电击穿,雷击大电流流过飞机结构的急转弯处,产生强的磁通作用,其磁力能使结构件从铆钉、螺钉或其他紧固件处扭开、撕开、弯折或剪开。在预先雷击阶段,在飞机端部产生枝状流光。位于这一部位的某些类型的燃油通气口对枝状流光反应敏感,流光能点燃易燃爆的油蒸气而发生爆炸。在主放电阶段,流过电搭接不良的飞机结构处会产生火花,如果火花发生在油箱内燃油蒸气空间内,也会引起爆炸。雷击电流流过电气部附件或线路,也会给飞机电气或电子设备造成破坏。大电流通过导线、触点时,可使导线、触点熔化并气化。

8.2.2.3 雷电间接效应的破坏作用

闪电是一种脉冲放电现象,有频谱非常宽的电磁辐射,从几赫到有记录的600MHz,它与飞机内的电子、电气设备相互作用,对飞行安全构成间接的影响。

在飞机受到雷击时,雷电流流过飞机,强烈的磁场包围了导电的飞机,并且随迅速变化的雷电冲击电流而迅速变化,这种磁通量的某些部分通过观察窗、座舱盖、接缝等的间隙处漏进飞机里。通

过飞机内表面的雷电电流也会产生磁场。这些内部的磁场通过飞机的电路在线路中产生感应电压和感应电流,另外上升速率的高峰电流流过机体时,对邻近的电气部附件产生电磁耦合作用,也在线路中产生感应电压和感应电流。对飞行安全带来危害。

8.2.2.4 冲击波的影响

在主放电过程中,闪电通道的空气突然急剧加温和迅速冷却,在千分之几秒的短暂时间里发生急剧的膨胀和收缩,从而产生冲击波。飞机遭到雷击以后,强大的冲击波会影响发动机进气道气流的温度、压力和速度的均匀度。由于进入发动机的空气瞬间发生急剧变化,发动机工作状态迅速向不稳定区域移动,造成发动机喘振。如果在低空飞行,这种喘振会导致发动机自动停车。这是由于雷击时的冲击波在一定条件下会造成发动机尾喷口前的气流收敛,也就是涡轮后的压力减小,导致燃烧室熄火的原因。

同时,飞机受雷击时,飞行人员也会受到影响,这些是电气线路中产生的感应电压和感应电流会使飞行员受到电击,主放电阶段的闪电会使飞行员短时失明,雷击如果使燃油箱发生爆炸,可造成飞机进入大过载的危险状态,导致飞行员丧失意识等。

雷击对飞机的危害,概括起来讲,主要有以下几个方面:

(1) 通过导线传导,对飞行员产生电击。

(2) 通过继电器假触发,损坏电器系统或使飞机的某些机构产生误动作。如外挂物无意投放,飞行员座椅的误弹射等。

(3) 通过天线等使电子设备和控制系统发生故障。如无线电电子设备失灵、受干扰、烧毁等。

(4) 闪电通道内空气突然急剧加温和迅速冷却,在极短时间内急剧膨胀和收缩,从而产生强大冲击波。所以飞机遭雷电后冲击波会破坏发动机进口空气的温度、压力和速度,使进入发动机的空气瞬间发生急剧变化,致使发动机喘振,高空飞行造成停车,低空飞行造成发动机过热以致烧坏发动机。

(5) 雷击可能造成机头前的雷达罩损坏,损坏的雷达罩被吸入发动机,打坏压气机叶片,严重时可造成发动机空中停车。

(6) 雷击会使燃油箱发生爆炸。

(7) 雷击使飞机进入危险的大过载,导致飞行员失去知觉。

8.2.3 雷击事故特点

(1)飞机在空中遭遇雷击,机组、飞行员会看到,一道亮光,一声巨响像大炮在发射,在 3000m 以上高度的雷击前几秒钟会碰到轻微而稳定的湍流,在放电之后,机组、飞行员会马上看到小雨和缓慢的静电放电,这种缓慢的静电放电好像跳跃在风挡玻璃上的绿色波浪,而且会在那里持续 2min ~ 3min,飞机着陆后检查会发现有被雷击损伤的特征。

(2) 气象特点。云中飞行易遭受雷击,轻度的大气湍流也是雷击的有利条件。大多数则发生在雨中飞行。通常,飞机进入浓积云(积云)或雨中或雷暴区,大气温度在 -5℃ ~5℃,尤其在 0℃ 附近遭雷击的可能性更大。

(3) 飞行高度特点。多发生在 6000m 以下,其中 3000m ~ 5000m 的发生率更高。

(4) 飞行状态特点。爬升、下降(包括起飞着陆)发生率高。

(5) 地理和季节特点:我国南方发生较多,山地比平原发生的多,雷雨季节发生多,在 3 月份 ~9 月份,南方全年均可发生。

8.2.4 飞机遭遇雷击新的研究成果

为了确定飞机遭受雷击的原因和概率而进行的试验性飞行提供了飞行员在空中与闪电相遇时某些新的概念,虽然已进行了几项新的研究,大量的新的概念来自以下两项研究计划:一个是美国空军及美国联邦航空局的研究,包括使用一架装有专用仪器的 Convair580F 运输机,它飞行了 42h,经历了 21 次雷击;另一项研究

是来自美国国家和宇宙研究院的风暴危险研究计划，在该项研究中使用了一架装有专用仪器的 F－106B 飞机，这架飞机穿越 1154 次雷暴，并经历了 637 次雷击。

8.2.4.1 研究结果

(1) 大部分(90%以上)的雷击是由飞机本身触发的。

(2) 飞机在雷暴雨中飞行遭受雷击的概率随飞行高度增加而增加。就是说高度越高雷击的概率就越大。

(3) 在雷暴中飞行的飞机遭受雷击的概率，在雷暴的底部为最小，然后在 11000m～12000m 高度的范围增加至最大。在此高度上的温度为－40℃～－45℃。在此高度上所遇到的雷击概率，在穿越时间内每分钟两次。在 5500m，其频率为每 20min 雷击一次。当飞机低于雷暴活跃区飞行，平均飞行 3h 飞机仅遇到一次雷击。

(4) 通常，在高空飞行遭受雷击比低空遭遇雷击时会产生更大的总电荷输出，然而，低空遭受雷击有时会产生更大的瞬间放电现象。

(5) 飞机的整个表面易受闪电附着，而飞机的某些特定的部位容易遭受到雷击。这些部位包括：飞机的末端如机头、翼尖、尾尖和组合的表面。

(6) 在低空穿越雷暴时，在大的下降气流内部和边缘，发生中度或较强湍流的区域内发现雷击现象。反之，在雷暴上方和雷暴减弱的相邻区域内所经历的雷击，最经常的是弱湍流区域或雨雪。

在此研究之前，认为飞机遭遇雷击必须在自然发生闪电的航线上飞行。高度应接近结冰层(0℃)，该高度为最大可能发生雷击的范围。然而，研究的数据似乎与以上统计结果有一定的差距。

但这不意味着旧的条例不再适用了。它表明我们对雷电的性质及对飞机的影响了解得更多了。许多条例还是有效的。在将来应用的许多新的条例正在制定当中。

8.2.4.2 结论

归纳美国的最新试验研究表明,所有的温度和高度上都可能遇到雷击,并且特别强调了以下三点:

(1) 飞机在雷暴雨中产生放电现象的概率随高度增加而增加。飞机在雷暴雨中飞行遭受雷击的概率在雷暴的底部最小,在36000 英尺 ~ 40000 英尺(10972m ~ 12191m)的高度上,和在 -40℃ ~ -45℃这个高度上,遭遇雷击的次数最多,平均每分钟就有两次,而在 18000 英尺(5486m)的高度上则 20min 一次。

(2) 超过 90% 的雷击是由于飞机本身触发的。

(3) 高空遭遇雷击比低空遭遇雷击时会产生更大的总的电荷传输,但是,低空遭遇雷击有时会产生更大的瞬时放电现象。

美国的这项最新研究并不是否认传统雷击条件,应该说是对过去认识的一个补充。

8.3 飞机雷击事故调查与分析方法

飞机雷击事故的调查,除了遵照其他飞行事故的调查和分析程序外,还有一些需要特别注意的事项。

8.3.1 现场调查方面

(1) 了解飞机表面非金属材料的布局,尤其是机头、翼尖等部位非金属材料的应用及与机体的连接等情况;了解空速管的安装位置,飞机是否挂有拖靶等细长导体等。

(2) 飞机执行的任务、高度,当时的飞行状态(爬升、下降)。

(3) 要着重了解飞行空域、航线及其周围的气象条件,包括气温、云的类型、云底高、云厚、云量、是否降雨、降雨量多少、是否有雷暴,以及气流扰动等情况。尤其是 6000m 高度以下的气象条件更值得注意。

雷电是一种由天气条件引起的现象。最常见的产生雷电的天气条件是雷暴。在雷暴附近的几乎一切气温和高度上都遭到过雷击。因此,雷电存在位置不一定表明危险降水和湍流的存在位置。表8-1列出了雷暴的等级特点。

(4) 向飞行人员和指挥人员调查情况。飞行人员往往是雷击事故的当事者,他们能提供更多的情况。一般来说,在接近结冰温度的雨中飞行时,雷击的先兆是在通信设备里静电噪音增高,若在夜间飞行,还可看到电晕放电的闪光。这种静电噪声的增高可能持续几秒钟,直到雷击时静电噪音和电晕放电才终止。要询问当事人飞机是否穿越过不活跃的云,飞行中是否遇到下雨、湍流等,各仪表指示是否正常。向地面指挥人员询问飞行员是否报告过仪表指示不正常或发现异常现象(如声暴、闪光、冒烟等),以及报告的时间。调查空地通话录音或记录的内容等。

表8-1 雷暴的各种等级

序号	回声强度	降水率/(mm/h)	特点
1	弱	1.27~5.08	可能受到中度湍流,带闪电
2	中度	5.08~27.94	可能受到中度湍流,带闪电
3	强	27.94~55.88	可能受到严重湍流,带闪电
4	很强	55.88~114.3	可能受到严重湍流,带闪电
5	强烈	114.3~180.34	可能受到严重湍流、闪电、大阵风、冰雹
6	极端	大于180.34	可能受到严重湍流,闪电、冰雹,极限阵风和湍流

8.3.2 残骸分析方面

根据飞机雷击事故的统计分析,飞机表面遭受雷击的概率是不同的,可分为图8-5所示的3个区域。

Ⅰ区:直接遭受雷击概率最高的飞机表面。一般雷电最初击中点是在该区域。该区域包括机头、空速管、翼尖(包括平尾和垂尾)、天线、发动机短舱唇口、外部油箱头部、螺旋桨桨帽、桨叶、平

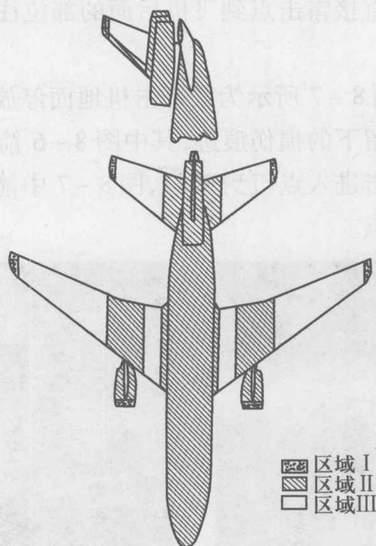


图 8－5　飞机遭雷击概率不同的区域

尾后缘以及尾锥等突出部位。

Ⅱ区：从Ⅰ区的直接雷击点往后掠过的雷击概率较高的飞机表面。该区域包括雷电直接击中点前部各突出点的前后连线两侧约 0.5m 以内的表面，以及未划定在直接击中区域内的机身和发动机短舱表面。

Ⅲ区：Ⅰ区、Ⅱ区以外的飞机表面。雷电击中的可能性小。

8.3.2.1　直接雷击点分析

当飞机遭受雷击时，它总是成为闪电通道的一部分。与雷击中传送的电荷量相比，飞机本身的电容量很小，因此，闪电要通过飞机到达另一个最终雷击目标。这样，在每次雷击事故中一般有两个雷击点，一个是“进入点”，另一个是“穿出点”；有时候由于闪电的分叉，可以有多个“进入点”或多个“穿出点”。当飞机通过闪电通道时，闪电在整个飞机上扫掠，扫掠范围可从几厘米至整个飞

机长度。因此从直接雷击点到飞机后面的部位往往都会出现雷击点凹坑。

如图8-6、图8-7所示为某歼击机地面停放时遭受雷击后在空速管和轮毂上留下的损伤痕迹,其中图8-6箭头所指位置为空速管上留下的雷击进入点(已打磨),图8-7中箭头所指位置为轮毂上的雷击穿出点。

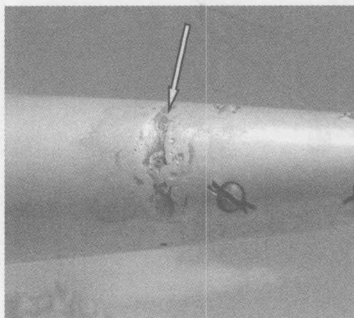


图8-6 雷击进入点(空速管)

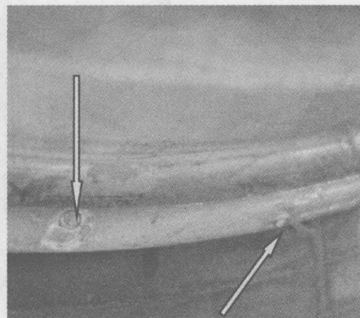


图8-7 雷击穿出点(轮毂)

8.3.2.2 雷击损伤分析

直接雷击点的特征是在飞机表面显示出凹坑和熔化金属的典型特征,严重时可以见到烧穿的小孔或洞。如图8-6中箭头所指位置,即是空速管被雷击后留下的凹坑和金属熔化痕迹(已打磨)。

检查飞机遭雷击后的部件损伤情况,有助于事故的分析。重点要检查的部位包括机头、机翼翼尖、尾翼(包括操纵舵面)翼尖、空速管、机头雷达罩、天线、尾锥、I区内的燃油通气口、座舱盖、螺旋桨、旋翼桨叶、尾桨桨叶、武器外挂架、副油箱外挂架、进气道、静电放电器等。

检查飞机遭受雷击后的部件损伤情况,有助于事故分析。

(1) 雷达罩。一般情况下,机头雷达罩遭受雷击后,轻微损伤时,漆片脱落、罩上有小孔和烧伤痕迹,严重时雷达罩会发生爆破(如图8-8、图8-9所示)。

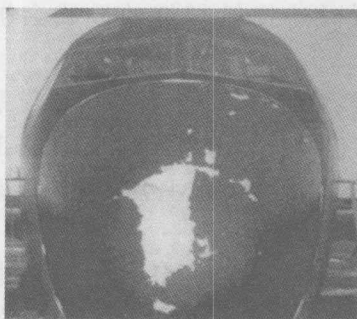


图8-8 遭雷击雷达罩漆片脱落图

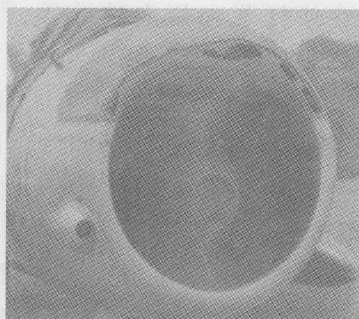


图8-9 遭雷击雷达罩发生爆破

（2）空速管。机头空速管遭受雷击后，可以发现空速管内防冰加温系统导线会有严重的烧伤痕迹，严重时导线还会熔断汽化。

（3）座舱盖。雷电只能附着在座舱盖的框架上。当雷电附着在座舱盖前面的金属框架上时，可能发生扫掠雷击，雷电掠过玻璃表面再附着在座舱盖中间的拱形弧框上。在框架上可发现雷击点凹坑的特征，玻璃上有时会有裂纹。

（4）航行灯。在飞机机翼和尾翼翼尖安装的航行灯，雷击后灯丝烧坏（图8-10），航行灯固定铆钉上有烧伤痕迹，冲击



图8-10 雷击导致航行灯灯丝烧坏

波会使灯罩和灯泡破碎等，严重时连接航行灯的导线会被熔化。

(5) 天线系统（位于Ⅰ区的天线系统，包括高频、罗兰导航系统、甚高频埋入尾翼翼尖天线、下滑信标机和雷达天线等）。雷击时会损坏天线、相连的导线及通信导航设备，天线上会有烧伤痕迹（图8－11）。

(6) 静电放电器。装在机翼和尾翼翼尖后缘的静电放电器，常常是直接雷击点的“穿出点”。雷击后可发现放电器芯被烧蚀、烧毁（图8－12），严重时在翼尖后缘连接处的放电器会被弹掉。

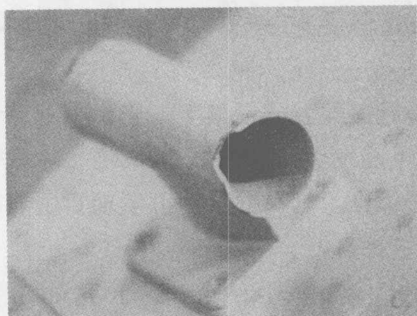


图8－11 天线损坏



图8－12 放电器芯被烧蚀、烧毁

8.3.2.3 检查雷击产生的电、磁效应

雷击时在飞机电气线路内产生感应电压，当此电压超过补偿器的击穿电压时，即产生跳火，有时还会产生金属镏（图8－13、图8－14）。因此，可用高倍光学显微镜检查有关电气附件上是否有此种跳火的痕迹。

可磁化的金属材料遭受雷击后，会留有残余磁场。一般来说，中等程度的雷击，可造成40Gs左右的残余磁场。因此，可用仪器测量可能受雷击的金属残骸，如果残骸上有一定程度的残余磁场，则说明该处曾遭雷击。

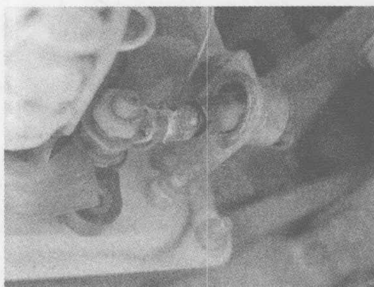


图 8－13　三油泵滤波器烧坏



图 8－14　烧熔后形成的金属镏

8.4　飞机雷击事故调查与分析实例

8.4.1　维修人员在停机坪遭雷击

2001 年 5 月 3 日 17 时左右，首都机场雷鸣电闪，大雨在即，停机坪上有 7 名维修人员正在一架飞机的两个机翼下进行正常的维修作业。一瞬间 7 名维修人员均被突如其来的雷电击倒，其中 3 人重伤，4 人轻伤。当时有 3 人正好站在 1.5m 高的铁梯上，手里拿着扳手拧螺丝。据此分析，这 3 名维修人员相当于在这个“电容器板”上的突出立柱，根据尖端放电的物理特性，他们正好充当了停机坪上的引雷针，这就是站在高处铁梯上的 3 人突然遭遇雷击受重伤的原因。

8.4.2　停机坪上停放的直升机遭雷击

1998 年 8 月 12 日凌晨，北京通县地区出现雷雨天气，机场停机坪上一架露天停放的直升机遭雷击，直升机 4 号旋翼第 12 段件（共 21 个段件）蜂窝结构被击伤约 150mm × 150mm，其他部位也有明显的局部高温烧蚀现象，如图 8－15 所示。

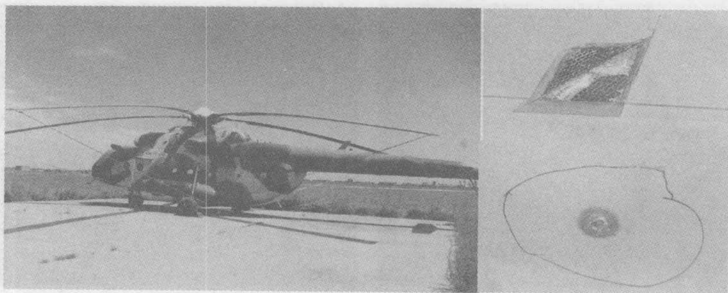


图 8 - 15　某直升机遭遇雷击损伤情况

8.4.3　停机坪停放的飞机遭雷击

2004 年 9 月 29 日，某部在停机坪停放的一架歼击机意外遭雷击，导致部分机件损伤。当日气象情况：17 时 30 分至 23 时 32 分，该机场出现了一次雷雨天气，持续时间为 6h02min，瞬时出现冰雹，雷暴、闪电为中等强度以上。降水起止时间为 17 时 40 分至 23 时 45 分，持续时间为 6h05min，降水量为 30mm。事发当日，该机参加飞行，下午完成飞行后检查，停放在停机坪。几天后，部队在检查中发现，飞机空速管被烧蚀，左、右轮毂有烧蚀痕迹，轮胎表面有局部高温引起的变色现象；通电检查时发现航行灯不亮，三油泵工作声音异常，打开飞机包皮检查发现航行灯灯泡烧坏，三油泵滤波器烧坏，详见图 8 - 16 ~ 图 8 - 25。具体损伤情况如下。

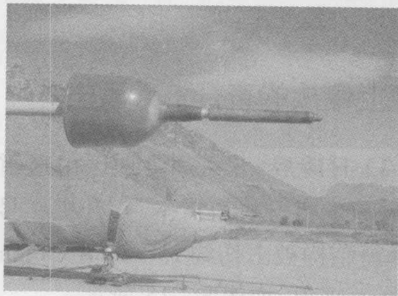


图 8 - 16　空速管烧蚀部位

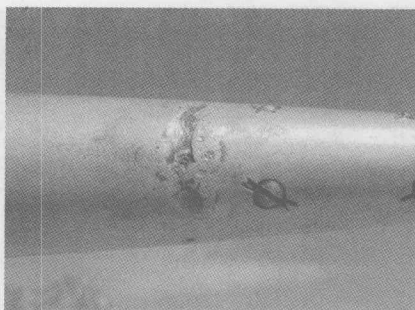


图 8－17　空速管烧蚀坑(已打磨)



图 8－18　打开灯罩的航行灯



图 8－19　航行灯灯丝烧断

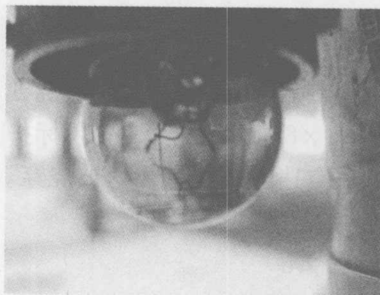


图 8－20　起落架标志灯
(灯内被烧黑、灯丝明显变细)

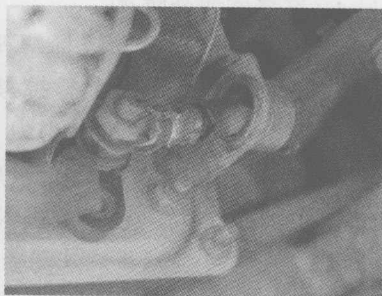


图 8－21　三油泵滤波器接线片烧损

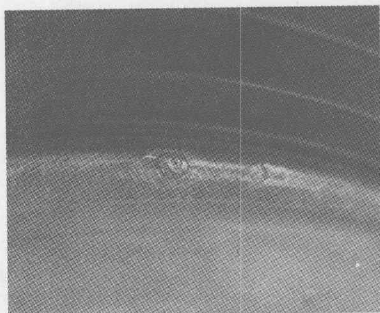


图 8 - 22　放电部位轮缘上的电蚀坑

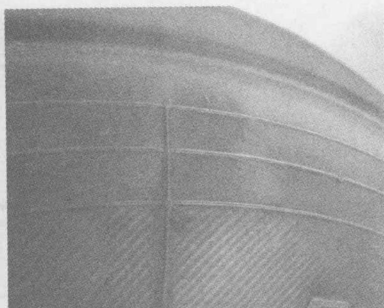


图 8 - 23　放电部位轮胎表面轻度变色

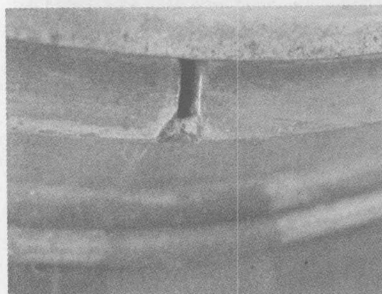


图 8 - 24　被烧熔的半卡环



图 8 - 25　右机轮轮挡烧蚀情况

1. 空速管损伤情况

空速管迎角、侧滑角风标塑料保护罩和全静压进气孔橡胶保护套之间空隙全部被烧黑，擦掉黑色痕迹后发现有一烧蚀坑，烧蚀坑距前端 300mm，烧蚀坑大小为 28mm × 8mm，深约 1mm；风标护罩和全静压进气孔保护套部分被熏黑，空速管布套有几处被烧穿。分析认为，该烧蚀坑为雷击的进入点。

2. 航行灯和三油泵滤波器等损伤情况

航行灯灯泡大部分被烧坏，部分灯丝变细，已全部不能使用。前起落架标志灯灯内烧黑，灯丝严重变细。三油泵滤波器烧坏，滤波器内接三油泵一侧的导线接线片严重过流，导线接线片焊锡烧

融，滤波器盒盖内有7粒融化的焊锡颗粒，直径约2mm；电感线圈外表面的封装漆层过热脆裂，部分已脱落。

3. 左、右机轮轮缘等损伤情况

左机轮轮缘上有一个直径约1.5mm、深度较浅的电蚀坑和一个约3mm×4mm、高1.5mm的熔瘤；相应区域的轮胎表面轻度变色。

右机轮轮毂上靠近地面的两半卡环结合部分被严重烧蚀，并熔接在一起；其左下部轮缘上有两个电蚀坑，直径分别约2mm、1.5mm，深度较浅；相应区域的轮胎表面轻度变色。右机轮轮挡左下角被烧蚀。

分析认为，左、右机轮为雷击的穿出点，由于轮胎附近的空气被击穿，雷击的放电电流使该处的空气突然急剧加温，轮胎表面受热变色。

经综合分析认为，导致该飞机部分机件损伤的原因是飞机在停机坪意外遭雷击所致。其中空速管和左、右机轮轮缘等烧蚀的原因是在雷击电流通过导体时在极短时间内产生大量热量造成的；航行灯和三油泵滤波器等被烧坏的原因是雷击时有数十万伏以上的冲击电压放电，雷击电流通过导线流过该电气附件所造成的。损伤部位与雷击的常见损伤部位相符，损伤特征与雷击的热性质破坏和电性质破坏的典型特征相符。

8.4.4　机群进入危险天气遭雷击

1994年6月，某部长途机动飞行训练，14架飞机编成4个梯队，第一组两架飞机，其余12架编成3个四机。在到达某预定着陆机场上空时遭遇雷雨天气，14架飞机除了第一批两架飞机外，其余12架飞机均遭不同程度的雷击损伤。具体损伤情况是，9架飞机的雷达罩全部损伤（图8－26），6架飞机雷达罩均局部损伤，部分雷达罩局部损伤严重；3台发动机压气机叶片严重打伤，需要

更换;3 架飞机的 3 个起落架严重损伤,需要更换;部分飞机的高度表天线、应答机天线、雷达感温管、航行灯和照相玻璃罩等都不同程度地受到损伤;放电刷烧光、烧结等。

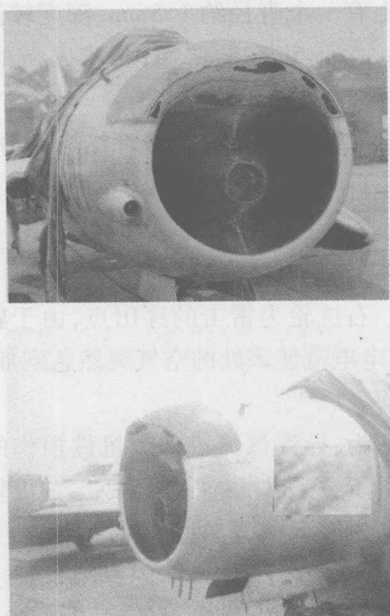


图 8 - 26　雷达罩和中锥遭遇雷击损伤

第9章 飞机断电事故的调查与分析

在机载设备中，电气、仪表设备工作是否正常，与飞行安全直接相关，飞机因电气、仪表设备故障导致的飞行事故相当严重。据统计1989年—1998年的10年间，因电气故障导致的飞机事故占机械原因飞行事故总数的23%；1998年—2005年的7年间，因航姿系统、地平仪故障导致多起严重飞行事故。

检查和分析飞机电气、仪表机件残骸是飞行事故调查中不可缺少的一项工作。通过电气机件残骸分析，可以确定是否发生电气故障，如发生故障，通过现象、形貌特征等分析，可以为事故分析提供依据；通过仪表残骸分析，可以为判断飞机坠地时的速度、姿态和发动机工作状态提供依据，也可以判断仪表本身的工作是否正常；通过灯泡残骸分析，可以判明其在坠地时的工作状态，从而推断出相应系统的工作状态，为判断事故原因提供重要物证。所以，为搞好电气、仪表设备的分析，应熟悉和掌握各类电气事故（故障）的现象、特点、发生条件、残骸形貌特征；掌握仪表残骸分析、灯泡残骸分析方法。

9.1 飞机断电事故的定义

飞机断电事故，是指飞机全部供电系统在空中持续不供电、电压失调或电压持续不稳定，蓄电池过量放电，使机上全部用电设备或部分主要系统（电传操纵系统）不能工作而导致的事故。空中断电对飞行安全的影响与飞机有关，取决于电传操纵、电气调节部

分以及航电设备在飞机操纵中所占的比重，全权限电传操纵的飞机在空中完全断电后将无法操纵。有些飞机断电后会对某些系统造成影响，如对导航、航姿系统的影响，使得在非目视飞行条件下飞行时，飞行员操纵困难很可能发生事故，即使在简单气象条件下，若飞行员处置不当，也可能造成事故。

9.2 飞机断电事故的判断

现代飞机均配有多套互为备份的电源系统，而且还配有高性能功能蓄电池，飞机一般不会发生完全断电。电源系统作为现代飞机的重要系统之一，都有电压指示及断电告警系统，且飞机空中完全断电都是有一个发展的过程，正常情况下，如果电源系统出现故障，飞行员会发现并及时处置，已很少发生因电源系统完全断电导致的飞行事故。

如在事故调查中，怀疑飞机是否断电，通常可以通过以下几方面进行分析判断。

9.2.1 根据飞行员和目击者的反映判断

空中断电时，空地无线电联络的声音会由强变弱，最后完全中断。飞行员反映各种信号灯均不亮，电动仪表不指示，电压表指零。夜间飞行，照明灯不亮，目击者反映航行灯不亮。

9.2.2 根据飞参记录判断

飞行数据记录器通常会记录飞机直流电源和交流电源的电压，如果机上发电机或相关设备不工作，机上电网转由蓄电池供电时，飞行数据记录器记录的直流电压会有所变化。电源切换时电压会有明显（2V～3V）下降，随后电压会根据蓄电池放电特性缓慢下降，低至某一电压点后会迅速下降。因此，根据飞行数据记录器

有关电源参数的记录，可以准确判定飞机是否空中断电。

9.2.3 根据用电设备残骸判断

首先要检查蓄电池、发电机电门的位置，以判定飞行员是否忘记打开电门，造成飞机断电。蓄电池和发电机电门是普通的 JK 型电门，不是自动保护电门，不能因过负荷而自动跳开。但要注意区分电门是否在飞机坠毁时改变了位置，这要根据飞机坠毁时主要撞击方向和电门扳动的方向来分析。

其次，要检查各种导线、信号灯、电动仪表、电动机等残骸。若各种导线、信号灯均无通电破坏的特征，各种电动仪表指示均不正常或不指示，各种电动机均不动作，则说明飞机空中可能断电。

飞机空中断电还会影响到很多用电设备的工作，如电动泵、力臂调节器、起落架、襟翼的正常收放等，应检查用电设备的工作情况和所处状况，对比飞机飞行情况，综合判断是否空中断电。

9.2.4 检查分析蓄电池是否过量放电

当飞机所有发电机或相关设备均发生故障，导致机上所有发电设备不能向配电系统供电，仅靠机载蓄电池维持应急供电时，在断开一些大的用电设备（如雷达、无线电设备等）后，一般可维持一段时间（通常超过 10min）的飞行。若超过蓄电池正常供电量，就会造成蓄电池过量放电。飞机供电系统工作正常情况下，不会使用机载蓄电池供电。因此，如果检查蓄电池，有过量放电的现象，则可以判断发生了空中断电的情况。

9.3 飞机断电事故调查与分析方法

飞机断电事故的调查与分析，通常首先要根据 9.2 节介绍的现场调查、飞参判读和残骸分析，确认是否发生了空中断电；其次

要了解飞行人员的反映、飞参记录以及残骸检查情况，分析空中断电的原因。

现场调查和飞参判读分析，已有专门介绍，这里仅就有关残骸分析进行较为详细的介绍。

9.3.1 信号灯的检查

通过分析飞机残骸上的各种指示灯泡，可以判明它在坠地时是在工作状态还是在非工作状态，从而进一步推断飞机接地时某个机件或系统工作状态，为判断事故原因提供重要物证。

9.3.1.1 信号灯残骸的特征

传统钨灯丝结构的信号灯，在通电工作时受撞击而破坏与不通电时受撞击而破坏，其灯丝具有明显不同特征。

（1）灯泡在工作时被撞坏（热态）。因为热态灯丝韧性大，受撞击后整个灯丝外形改变，同时还产生严重的局部拉伸，螺旋形的钨丝被拉开，而且很乱。变形程度与所受冲击载荷大小有关。有两处以上互相接触短路造成的烧伤。灯丝有明显的拉伸和变形，如图9－1所示。

（2）灯泡在不工作时被撞击（冷态）。因为冷态灯丝脆性大，受撞击后外形上的变形和局部的拉伸变形部很小，有时灯丝仍保持原来的螺旋形，即使断也是这个特征。没有明显的拉伸和变形，如图9－2所示。

（3）灯泡在工作时撞坏后，玻璃外壳完整，则灯丝断头呈球形；玻璃外壳已碎，则灯丝断头呈蛇形或有明显热变型特征，钨丝表面有白色和绿色的氧化层，并有玻璃屑粘在上面，如图9－3所示。灯泡是在不工作时被撞击的，灯丝表面干净无氧化色，断头不是球形而有锐边，断口符合冲击载荷断裂的特征，如图9－4所示。

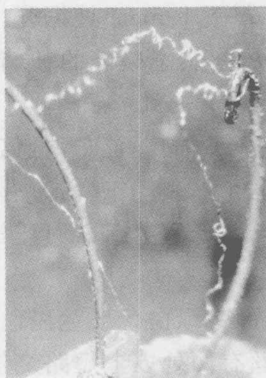


图 9－1 灯泡在热态时被撞坏

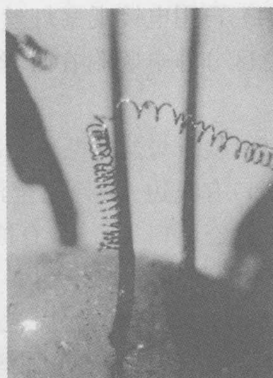


图 9－2 灯泡在冷态时被撞坏



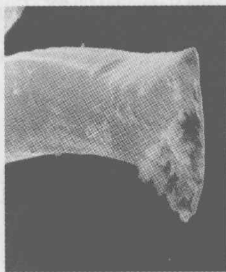


图 9－3 热态折断的灯丝

图 9－4 冷态折断的灯丝

灯泡在工作中因老化而破坏后，其玻璃内壁普遍呈银灰色。在显微镜下观察，灯丝呈波浪形，表面不平，有许多凹坑。

9.3.1.2 灯泡残骸的分析方法

（1）将现场收集到的各种灯泡残骸，包括折断掉在附近的灯丝，判明灯泡的名称，做好标记。

（2）用放大镜逐个观察灯泡残骸。

（3）进一步用体视显微镜观察，记录灯泡安装方向，支撑杆位置是否在可能发生共振的平面，及振动最大的平面上。分析灯丝的变形状况，其变形有两种，一种是外形变形，另一种是绕圈拉开局部变形。

(4) 再用电镜观察灯丝,在玻璃灯罩下 1.5mm 处锯开,这时要注意区分静电吸附在灯丝上的玻璃屑与热态破碎的玻璃屑和杂质。

(5) 检查灯丝的断口状况:①冷态折断的灯丝断口,低倍放大观察断口有锐边,而且完全没有烧熔的迹象;高倍观察为沿晶断裂。②热态断口无锐边,有被烧熔的现象。玻璃未破,断口呈球形状;玻璃破碎断口呈蛇头状。

(6) 检查灯丝的表面状况:灯丝表面带绿白色或兰黑色松散的氧化层,以及黏附玻璃屑等杂质,灯丝有两处以上短路烧伤,说明为热态时撞击所致。

在少数撞击载荷不大的事故中,如迫降不成功事故,断电与灯泡玻璃破碎有可能并不是在同一时间出现的,分析时要注意区别。

9.3.1.3 灯泡的自然老化特征

随着灯泡的工作时间加长,灯泡在使用中钨丝发生以下两种变化,影响使用寿命,在灯丝分析中要考虑这些因素。

(1) 随着使用时间的增长,钨丝晶粒增大,晶粒数量减少,从而强度下降。

(2) 灯丝内不断地发生钨离子的迁移,因而形成很多沟槽,时间越长沟槽的深度和宽度越大,灯丝的截面积也就逐渐地变小,使用时间更长灯丝就被烧断。

9.3.2 电动仪表的检查

仪表残骸分析有两个目的:①可以作为判断飞机坠地时的速度、姿态和发动机工作状态依据之一;②可以判断仪表本身的工作是否正常。相当一部分仪表残骸可以反映飞机失事前瞬间的指示值。

9.3.2.1 仪表残骸反映飞机空中状态的基本原理

一般来说,飞机坠地时的动能由巨大的负过载所产生的力来

消除。但是，这个负过载的大小还取决于作用的时间，作用时间愈短，负过载的绝对值愈大；反之则小。此外，从动能算出来的是整架飞机的平均过载，而附件过载与整机过载又有很大的差别。据模拟试验的结果，典型的飞机坠毁时的一个机载附件所受负过载，从 -1 到 -500 的大过载的作用时间只有 1ms ~ 2ms。由此可见，从仪表正常状态到受到几百个 g 的负加速度而破坏的时间极短，仪表的指针或传动机构受撞击过程中的位移完全可以忽略不计。因此，根据它们卡死的位置或撞击的印痕，判断出仪表受撞击前的指示是可信的。

9.3.2.2 仪表残骸的现场检查

现场检查仪表残骸时要尽可能地保持其原始状态，不要拨动指针，更不要分解仪表，检查后要在现场照相，要预防运输中发生变动。

1. 判断仪表的损伤程度

仔细观察指针的位置和表盘的状况。判断仪表的损伤程度和破坏时的受力方向。

2. 检查仪表在失事前是否有发生故障的迹象

检查电路连接是否有插头松动或脱焊等迹象。检查导线，特别是仪表板后的导线束是否有短路、过负荷、绝缘磨损等迹象。

检查陀螺转子是否在工作状态（根据表面擦痕判断）。

检查各电门的位置并判断是否有短路、拉弧烧伤等迹象。判断发电机、电动机、变流机在坠地时是否工作。

残骸中的固定导线和汇流条的螺帽以及导管的接头由于受到撞击或高温，往往是松的。通常这些松动的螺帽和接头一般只要拧 1/4 ~ 1/2 圈就紧了，如果松动程度超出这个范围，那就可以怀疑它们在坠地之前就松动了。

3. 检查仪表的履历本和有关文件

检查仪表的履历本和有关文件，记录其误差。

9.3.2.3 仪表残骸分析

进行仪表残骸分析需要一台双目实体显微镜,用来观察印痕;还需要一块与残骸同一型别的良好仪表,用来对比指示位置。

1. 分析表盘

如果表盘上的指针已卡死,这时指针的位置就是飞机坠地前的仪表指示。如果表盘上的指针能转动,或指针已不在表盘上,就要用放大镜或显微镜仔细观察表盘上的印痕。判断表盘上的划痕或压痕是否是飞机坠地时形成的,有如下一些方法:

(1) 如发现表盘上有指针尖部或尾端配重的印痕,则此位置可能是飞机坠地前的仪表指示。为了进一步证实,必要时可用扫描电镜观察印痕的外形,并用能谱仪检查指针尾端配重上的金属成分,可能发现上面有指针配重上铅的成分。如果仪表采用的是荧光照明,还可以用紫外灯照射表盘,此时从指针上撞下来而粘在表盘上的荧光粉颗粒就会在表盘上显示出来,据此可以分析指针被撞时的位置。

(2) 当表盘受到着火的影响,表面黑漆被烧掉而呈带绿的白色,但当时被指针遮盖的部分仍带黑色。因此,根据表盘上不同的颜色,可以判断出指针的位置。

(3) 如果一条划痕是由指针在飞机坠地撞击时形成的,此划痕是以指针转轴为圆心的圆弧线。

(4) 如果一条压痕是由指针在飞机坠地撞击时形成的,此压痕的延长线必通过指针转轴。图 9-5 所示为表盘残骸简图,弧线 CD 的曲率半径已经超出表盘、弧线 FE 的弯曲方向不对、直线 AB 的延长线不经过指针转轴,故非指针所形成;只有直线 A′B′的延长线经过指针转轴,所以直线 A′B′可能是指针留下的压痕。

2. 分析指示器的传动机构

当分析表盘得不出结果时,分解仪表指示器,找出指针传动机构被卡死的位置,或找出受撞时造成的印痕,然后与同型的正常仪

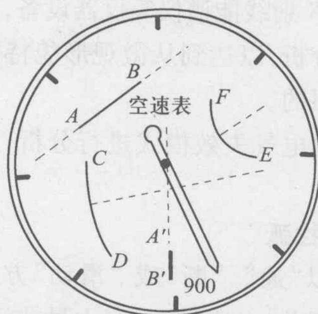


图9-5 表盘痕迹分析

表进行对比,可以判断出指针的原始位置。流比计式电动仪表(如排气温度表、油量表、滑油压力表、液压表、力臂指示器等)则判明其活动线圈或活动磁铁的位置。

分解动圈式流比计仪表残骸时,应注意线圈是否有卡住现象。根据线圈所卡死的位置以及线圈在磁铁上的印痕,用对比法可判断该仪表的指示值。

分解动铁式流比计仪表残骸时,如果活动磁铁被卡死,可根据活动磁铁相对于零位转过的角度,用对比法判断该仪表的指示值。

9.3.3 电气故障的检查

引起飞机断电的原因很多,其中,电气故障又是主要的原因。根据飞机电气故障的特点及其直接原因,电气故障主要可分为电气触点拉弧、导线过负荷、电气线路短路、电气线路断路、电气漏电、火烧电缆等类型。电气事故(故障)残骸分析的一般程序是,首先对事故(故障)现场调查中得到的残骸件作宏观分析,从宏观形貌特征上来初步判断事故(故障)的性质,找出事故(故障)直接原因的发生构件及其发生部位,然后对残骸件进行微观分析,即利

用扫描电子显微镜、X 射线能谱仪等仪器设备，对残骸件进行微观形貌特征的观察与分析，以达到从微观形貌特征上来判断事故性质及其直接原因的目的。

以下对几种常见电气失效模式进行分析，主要介绍失效后的形貌特征。

9.3.3.1 电气触点拉弧

飞机上有大量以“通”、“断”或“滑动”方式工作的活动类型触点，例如继电器、开关、电刷等，也有大量非活动型电气触点，例如接线柱、接线片、搭铁线、插针、插孔等。这些电气触点都有可能发生电弧。飞机电气触点拉弧的危害主要有两方面：①引起触点接触不良，产生熔融、粘连等故障；②电弧的高温能直接点燃可燃物质，引起冒烟、起火。

电气触点拉弧的过程中，发生拉弧的两个触点(也可称电极)均受到电弧的高温损伤，于是在触点的表面均留下拉弧损伤的痕迹。拉弧残骸件具有以下形貌特征：电弧烧蚀坑、微小金属颗粒、毛刺、熔坑、熔瘤，见图 9－6 ~ 图 9－8。

触点拉弧残骸件的具体形貌特征与拉弧的具体条件、拉弧的强烈程度密切相关，因此，必须针对实际情况做出具体的分析。

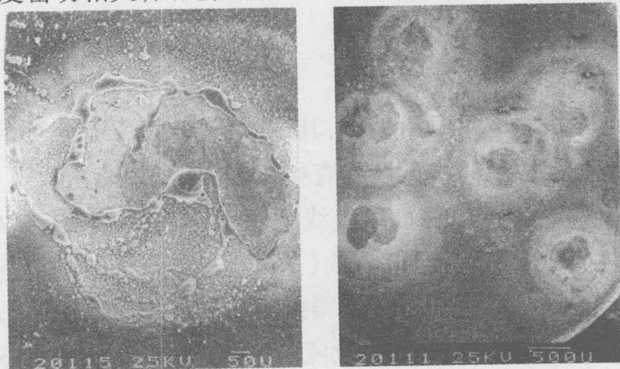


图 9－6 电弧烧蚀坑形貌(直流 28V，小电流)

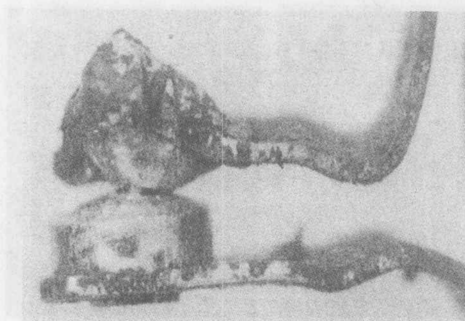


图 9 - 7 触点拉弧形成的粘连



图 9 - 8 接线柱拉弧残骸形貌

9.3.3.2 导线过负荷

通过导线的电流超过或严重超过导线的额定电流时，会因电流的热效应发生导线过负荷。

1. 过负荷导线的形貌特征

过负荷导线绝缘层熔化、鼓泡、流淌、炭化、剥离脱落，如图 9 - 9 ~ 图 9 - 11 所示。



图 9 - 9 绝缘层熔化

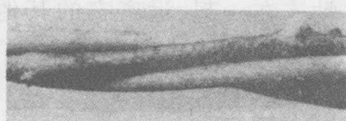


图 9 - 10 绝缘层鼓泡



图 9 - 11 绝缘层剥离脱落

导线芯线外表发生氧化、变色、剥落、熔断，熔断部位可能出现缩径或熔瘤，如图 9 - 12 ~ 图 9 - 14 所示。



图9－12 氧化、剥落



图9－13 缩径

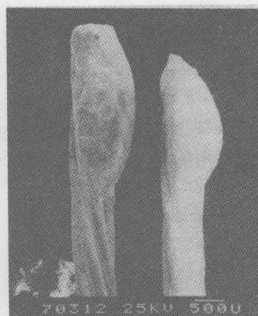


图9－14 熔瘤

2. 过负荷导线的特点

导线过负荷后，在整个长度范围内的损伤程度大致相同，导线的损伤顺序是由里向外。

电缆（导线束）发生过负荷时，各导线的损伤程度存在显著差异。电缆（导线束）发生不十分严重的过负荷时，主要是过负荷的那根导线发生损伤；在过负荷很严重的情况下，损伤最严重的是过负荷的那根导线，但也会伤及相邻近的其他导线，并粘连在一起，远离它的其他导线可能不会受到损伤，或损伤较轻微。

9.3.3.3 线路短路

电气线路短路通常会使电气设备不能正常工作，甚至失效，进而造成系统故障或失效；导致过负荷，引起更大危害；引起跳火，导致飞机失火。

1. 短路的主要形貌特征

（1）短路熔坑。短路熔坑是在短路电流比较小的情况下，瞬间的短路打火在短路部位所形成的一种烧蚀坑。短路熔坑是最常见、最主要的短路痕迹。短路熔坑具有熔流、熔洞、熔球、溅射花样、贝壳花样等微观形貌特征，如图9－15、图9－16所示。

（2）短路熔瘤、黏结。当短路电流比较大时，在短路部位容易

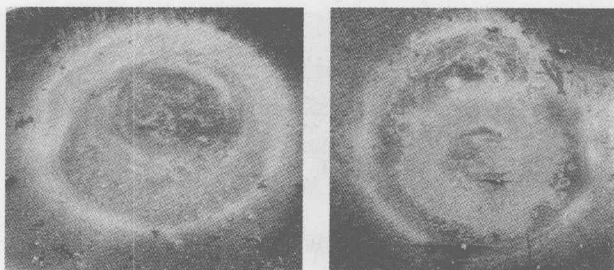
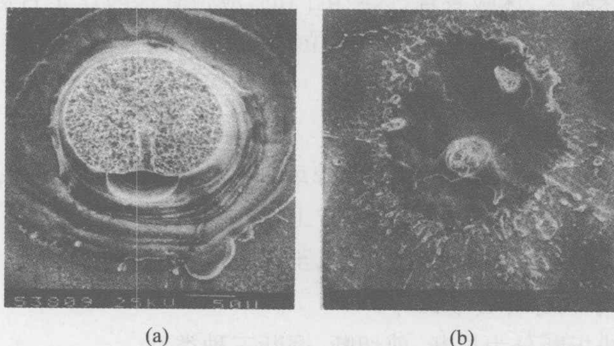


图 9－15　交流电路电极材料相同时两电极短路熔坑形貌



(a)　　　　　　　　　　　　(b)

图 9－16　直流电路电极短路熔坑形貌

(a)正极上的贝壳花样；(b)负极上的溅射花样。

形成短路熔瘤，当存在一定接触压力时，在短路部位形成短路黏结，如图 9－17、图 9－18 所示。

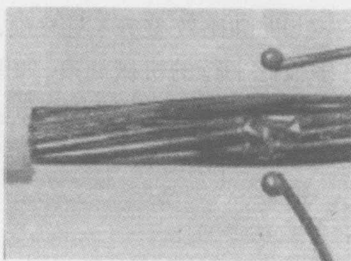


图 9－17　短路熔瘤形貌

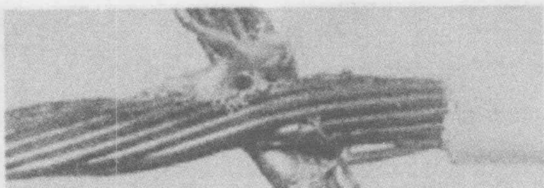


图 9 – 18 短路黏结形貌

2. 短路的判断

有保险丝、保险装置、保险电门的，应检查保险丝是否被烧断，保险装置、保险电门是否在保险位置。无保险装置的，应检查导线是否过负载。

9.3.3.4 线路断路

电气线路断路通常会使电源或信号中断，使该电路所连接或控制的机件、设备、系统不能正常工作。断路可能导致与其他机件发生短路、拉弧，引起严重故障以至于发生严重事故。

1. 导线折断的形貌特征

导线折断分为拉断、剪切断、磨断三种类型。

(1) 拉断。导线在拉断部位出现明显缩颈、芯线的端头呈杯锥状、外表四周有许多彼此平行的细小裂纹、芯线断口的微观形貌特征是韧窝花样，如导线带电，一些芯线金属丝的端头还具有熔融、熔瘤特征，如图 9 – 19 所示。

(2) 剪断。断头处断口比较整齐、无缩颈、断面成剪切的斜面，微观形貌是有许多彼此平行的机械划痕，如图 9 – 20 所示。

(3) 磨擦折断。导线芯外表有许多磨擦损伤痕迹；断口有拉伸折断的形貌特征——缩颈、杯锥状断口、断面上有韧窝花样，如图 9 – 21 所示。

2. 断路的原因

导线的连接不当，使其受到拉伸、挤压、扭转的作用而折断。

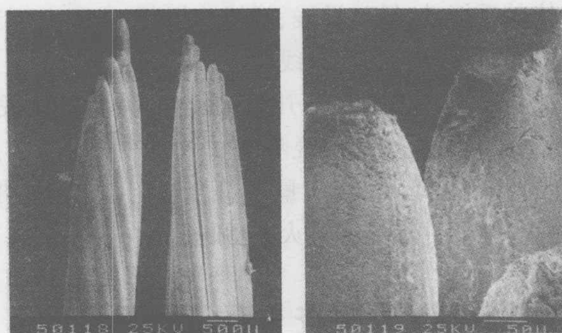


图9-19 导线拉断的形貌特征

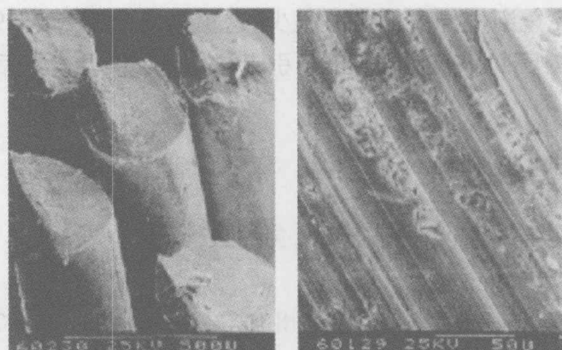


图9-20 导线剪切折断后的形貌特征

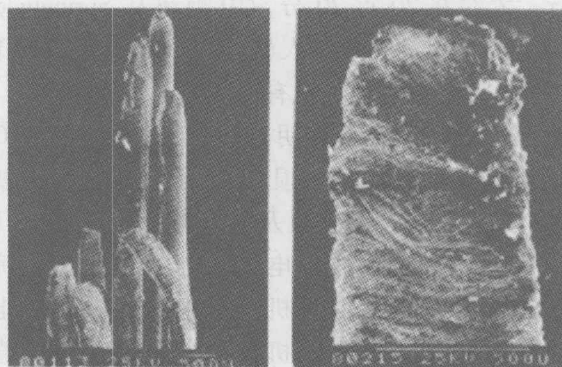


图9-21 导线摩擦折断后的形貌特征

固定不当，使其受振动，导致导线、接线片折断，或固定不当使导线与其他物体之间发生磨擦，将导线磨断，造成断路。

高温区的导线老化，绝缘层开裂、脱落与其他机件发生短路，环境温度高造成导线焊接部位脱落。

此外还有接线松动、导线质量不符合规定，人为损伤导线芯，发生意外失火，电器件和导线跳火、电弧等。

9.4 飞机断电事故调查与分析实例

飞机完全断电导致的事故很少，这里简要介绍一起1983年10月发生在美国的一起完全断电引起飞机失事调查及后续分析情况。

9.4.1 背景材料

根据美国国家运输安全委员会的报告摘要。

9.4.1.1 事故经过

1983年10月11日，伊利诺州航空公司的一架HS－7482A飞机正在执行伊利诺州的Springfield与Carbondale间的710定期旅客航班飞行。大约在20点20分，710航班从Springfield机场起飞，机上有7名乘客和3名机组人员。约1.5min后，710班机呼叫Springfield机场塔台，报告说飞机有轻微的电气故障。

驾驶舱录音机转录磁带表明，起飞后很短时间710班机的左发电机便遭到了彻底的机械损坏，为了解决左发电机失灵问题，副驾驶员错误地将右发电机及右发电机汇流条与飞机直流电配电系统断开了，此后，右发电机便与右发电机汇流条断开了。后来为恢复右发电机向飞机直流电配电系统供电进行的所有努力都未获成功。于是飞机仅靠蓄电瓶提供的直流电继续向Carbondale飞行。朝Carbondale的飞行是在仪表飞行气

象条件下进行的。事故区的云底高为609.6m(2000英尺),云顶高为3047m(10000英尺)。云底以下有雨,能见度为1.6km(1英里),事故区有雷雨。

大约在20点53分,当飞机从其预定的仪表飞行改出高度914m(3000英尺)下降时,蓄电瓶耗尽。710班机继续下降,转弯180°后,在伊利诺州南部机场北偏西方向约40km(22海里)伊利诺州 Pinckneyville 附近的乡间坠毁,机上的10名乘员全部遇难,但飞机没有起火。

9.4.1.2 事故结论

美国国家运输安全委员会认为事故的可能原因是:当来自飞机的两台发电机的直流电断电后,机长决定继续向较远的航线终点机场飞行,没有返回到就在附近的起飞机场。由于受自我心理作用的有害影响,机长未能充分估计发电机断电后蓄电瓶的持续工作时间及继续向目的机场飞行的风险程度,所以他做出了错误的决定。

这次事故的教训是,航空公司管理当局未能提供、美国联邦航空局未能保证足够的机组人员协同训练计划,以致机长在决定继续飞行前不能恰当地估计飞机蓄电瓶的持续工作时间,从而导致机长和副驾驶不能果断、正确地处置飞机电气故障。

9.4.2 有关调查

本节内容涉及制造厂商资助在政府调查期间及其后的工作。由于有关的代理人认为正式调查并不充分,还需要更多的数据,所以指出了要进行工作的其他领域。关键问题是要做试验,并要学习许多可能对调查人员有用的东西。

9.4.2.1 飞机电源系统

HS-7482A飞机是有两台涡轮螺桨发动机的联络运输机。其电气系统是直流主系统,它有两台9kW直流发电机和4个28V蓄

电瓶。正确工作时它由两个主汇流条供电，这两个主汇流条每个分别由一台发电机供电，并通过反流割断器与中央汇流条或重要设备汇流条相连。最少装机设备清单规定不允许在一台发电机不工作的情况下起飞。

飞机在夜间进行大约 45min 的仪表飞行规则飞行，在当天飞行结束后飞机停放在航空公司的主基地。预报了仪表飞行气象条件，并且在最后几分钟的飞行中经历了上述气象条件。

9.4.2.2 舱音记录

驾驶舱录音机提供了 31min 飞行的无间断的录音，它始自起飞后几分钟机组人员讨论电气系统状况的谈话。

20:19:56　机场交通管制和数字式飞行数据记录器数据，开始起飞滑跑。

20:23:54　副驾驶员：哎呀，左发电机完全断电，右发电机在发电，但我不能给它加载。

20:24:59　机长：好吧，弗郎克。

20:24:02　副驾驶员：我们现在怎么办？

20:24:03　机长：让我们集中注意里边这一个吧。

20:24:11　副驾驶员：啊！我合上了开关！

20:24:11　机长：你做了什么事？

20:24:26　副驾驶员：反流割断器不复位，啊！我试一试，将每一边都切断，将这里的每一边都切断。

20:24:34　副驾驶员：左边电压和电流都是 0，右边的电压是 27 伏半，但是我不能把它接入线路。

机长：好。

后来在飞行中的通话：

20:38:41　副驾驶员：当我们断电时，开始是左边断电，我伸手敲击反流割断器，试图断开右发电机，因为我认为问题出在右边，但是左、右两边仍然都不能工作。

20:39:01　机长:你看到了吗,当你做那些事时,我这里的照明灯灭了?

副驾驶员:我不相信。

20:39:06　机长:当我这里灯灭的时候,客舱里将会是一片漆黑。请不要吓着乘客。

飞行过程中多次讨论了供电系统的问题。起初没有执行应急卸载检查程序,后来执行此程序时,由于反流割断器复位而超载,于是重新接通主汇流条,接通卸载开关,使许多不重要的负载断开。但是,机长却关掉了所有外部航行灯!当蓄电瓶电压降至13V 时,在距终点约 35km(22 英里)的地方飞机失事了。舱音记录器记录的最后一段是关于闪光灯和缺少飞行仪表的谈论。在舱音记录器停转之前不久,数字式飞行记录器也停止工作。飞机在漆黑的雨夜中转弯时以大于 370km/h(200 节)的速度撞到地面上。

9.4.2.3　电气系统调查结果

调查表明左发电机电枢绕组已从铁芯上脱开,卡在空隙中,使输出短路,并使轴受剪切。绕组借助于导线束缠绕的电枢上,然后又焊接好。将导线束线匝固定到绕组上的焊料的熔点是 234℃,这样高的温度足以熔化绕组。

发电机的额定温度是 150℃(170℃可工作 3min)。这是通过在地面限制发电机的电流不大于 180A(此时冷却空气流量减小)及在飞行冷却气流条件下限制连续额定负载为 300A 来保证的。已经证明,发动机起动时的短时负载会在发电机中造成较高但是允许的瞬态温升。

出现发电机过热主要有两个原因:冷却流量小于规定值,或者是负载太大。从回收到的冷却系统零件中未发现毛病,被烧熔的发电机一端是空气出口端,而不是发电机整流子一端。

右发电机有机械损伤,并且有过热的迹象,但是其他电气状态

都正常，没有发现造成它不能连通的明显原因。最可能的故障是连接发电机与汇流条的开关装置。

从 1983 年 9 月 8 日安装左发电机到 1983 年 10 月 11 日飞机坠毁期间该电气系统的维护历程如下：

9 月 22 日：右发电机电压高(31V)，外线电压低。负载共用有故障。更换电压调节器。

9 月 26 日：擦洗检查右发电机。

9 月 27 日：应经理的请求更换右侧过压装置。

9 月 28 日：应经理的请求更换左侧过压装置。负载共用。左侧 90A，右侧 30A。

9 月 29 日：稍稍调高右侧过压装置。更换过压调节器。

9 月 30 日：由于有很轻微的电压脉动，更换了右侧电压调节器。

9 月 30 日：负载共用。左侧 110A，右侧 40A。

10 月 2 日：右发电机电压高 0.4V 左右。将其调到限制范围之内。飞行故障：在第一次飞行中右发电机外线电压降低，飞行中处于电压自动调整状态。左发电机电压 27.9V，右发电机电压 28.2V。当两台电机都工作但不接外线的情况下两台发电机都有 0.3V 的电压脉动。

9.4.2.4 正式(NTSB)调查摘要

正式调查部分主要把精力集中在：当发现明显的发电机失灵故障时机长为什么要继续飞行？这个人的因素问题上。副驾驶员曾提醒机长，我们可能没有足够的电源来进行飞行，但是机长否决了他的意见。没有一个机组成员对电气系统有充足的了解。没有采取适当的应急措施。

在正式调查期间，发电机试验仅限于在额定负载下使发电机工作几分钟，然后再进行一次使试验装置产生烟雾的短时超载试验。

正式调查中未得到解答的主要问题是右发电机没有输出从而引起左发电机过热的原因，以及为什么机长在主要电气有故障的情况下还要决定从良好的目视飞行气象条件继续进入较差的仪表飞行气象条件的飞行？

9.4.2.5　独立的飞行分析

在正式调查中有关代理人做了几个假设，感到它们影响着整个事件的发展。一个是假定对以前的任何一次飞行都不需要进行数字式飞行数据记录器分析。另一个是假设航空公司的飞行人员不是在一台发电机不工作的情况下起飞的，因此，当副驾驶员说他断开了右发电机时，他便断开了它。

按下右隔离按钮将右汇流条与中央汇流条脱开，从而也与蓄电瓶及其他发电机脱开，不论右发电机是否工作都是这样。如果右发电机正在工作，负载便保持供电。如果右发电机在此前已经脱开，或在这一瞬间脱开，则右汇流条将不再向中央汇流条供电，所有负载将在此时断电。这并不证明右发电机在此时出现故障，但是它证明此时右发电机已脱开了右汇流条。

值得注意的是，起飞后数字式飞行数据记录器磁带读数不同步。假定这时便是发电机发生故障的时间。多次回放这一数据磁带，发现在其他时间段也有不同步现象，并且读出系统比输入系统的影响更大。在以前的飞行中，当飞机从 Chicago 起飞偏离跑道时，也有不同步现象。这也意味着发电机断电了吗？此外，飞行员报告“有轻微的电气系统问题”（20:21:17）及请求下降到较低的高度（20:22:17）都在磁带数据不同步之前。数字式飞行数据记录器是由中央汇流条上的变换器供电的，因为中央汇流条从未断电，所以认为不同步发生在发电机出现故障时是不对的。

分别回放了以前 27 次飞行总共 25h 的数字式飞行数据记录器数据。观测到每次飞行中都在 1828m ~ 579m（6000 英尺 ~ 1900

英尺)高度进行了飞行,但最后两次飞行除外。表9-1列出了记录的全部从Chicago到Springfield和从Springfield到Carbondale的航线飞行及飞行高度。发生事故前的最后一次飞行的飞行高度是1219m(4000英尺),最后一次飞行的高度是1524m(5000英尺),但是起飞后请求降为914m(3000英尺)。

表9-1 Chicago到Springfield和到Carbondale的航班和飞机高度

飞行日期/航班号	起飞机场	到达机场	最大飞行高度/英尺
9/74	ORD	SPI	9000
10/702	CGX	SPI	1700
10/4	ORD	SPI	11500
10/708	CGX	SPI	9000
10/708	SPI	MDH	1700
11/702	CGX	SPI	10000
11/704	CGX	SPI	10000
11/4	ORD	SPI	12500
11/708	CGX	SPI	12500
11/710	CGX	SPI	4000
11/710	SPI	MDH	3000英尺坠毁

注:ORD-OHARE、CGX-MEIGS、SPI-SPRINGFIEID、MDH-CARBONDAIE

当大约飞行了12min空中服务员进入驾驶舱时,她的第一次谈话被录入舱音记录仪。她的第一句话是她已打开了某某灯。她没有提问题,仅仅告诉机组她已接通或断开了某某负载。她为什么会注意到需要减少某些电气负载呢?

电气负载分析表明,飞行期间所用的负载大致等于从所有4个充好电的机载蓄电瓶可以得到的全部功率。

还有一些迹象表明,以前该机长也曾有过仅用一台发电机起飞的情况。正驾驶员证明,因为最少设备目录没有提到发电机,所以飞行员可以随意决定用一台发电机起飞。

由这些重要的因素我们可以这样推测,飞机进入 Springfield 及以后的地面运转和起飞时有一台发电机是不工作的。

9.4.2.6 试验计划

重新组装了一台与左发电机基本相同的发电机,然后用发电机试验设备进行试验(所用试验台与正式调查所用的相同)。发电机中安装了热电偶,试验台上也安装了热电偶,以测量空气和金属的温度。这些温度数据记录在一个图式记录仪的条带上。在发电机上涂了示温油漆以指示每次试验中发电机是否达到的最高温度。

试验台上有一个水压表指示通过系统的空气流量,有一个蝶型阀来调节空气流量。蝶形阀把指示空气流量调为 2.72kg/min(6 磅/min),或者水压表的指示为 15.24cm(6 英寸)的水。这个试验台已进行了许多年重新装配的发电机的试验和功能试验。

当一切都准备好以后,把发电机安装到试验台上,然后在额定负载下开始试验,以达到基本工作温度。没有直接指示发电机内部温度的仪表。只有一个条带图式记录仪,它可以在试验后读数,监视趋势,但不会给出试验中温度的绝对值。在 180A 电流(地面限制值)下使发电机温度稳定,然后调整负载使电流达到 300A。温度逐步增加,直到在发电机空气出口观察到烟雾,然后迅速停车。试验后发电机检查指明焊接开始熔化,部分导线束护层已松脱。该元件的温度与飞行所用元件相比只差几度。表 9-2 给出了这次试验中的温度和负载值。仪表被松脱的导线部分地打坏,当电枢膨胀时,示温漆脱落了。没有得到这次失败的试验的完整数据。

表 9－2　初步性能试验（发电机起动后平均温度随时间的变化）

时间/min	输出端温度/℃	电流/A
0	46	290
1.6	78	268
1.9	83	293
3.6	106	292
5.6	136	293
7.6	157	292
9.6	177	293
11.6	207	293
（使用未校验的仪表，调到飞行中的额定冷却空气流量。实际空气流量约为25%。发电机损坏，试验失败）		

因为在额定状态下直流发电机发生熔化，所以问题很严重！立即想到了冷却空气流量的问题，所以在管道中安装了一个空气流量测量试验段，并接通了鼓风机。测得的空气流量约为1.6磅/min，而不是6磅/min！拆卸了试验台，发现与水压表相通的静压孔实际上是一个指向蝶阀的弯管，所以当蝶阀关闭时，进入此孔的气流的局部速度便增加。从而当总的空气流量减少时得到了读数增大的结果。这种状态为什么能够存在许多年呢？因为所有的试验都是在全部满空气流量下进行的，蝶阀都是打开的。这是一个严重的教训！任何一个试验设备的精度和作用都不能以假设为根据，不管它已经用了多少年。

在重新组装了另一台发电机后继续执行了试验计划。为了允许产生很大的超温，这次使用了坚固钢带。为了从一批试验中选取数据，编写了一个计算机程序。这些数据中的一部分见表9－3～表9－8。

由数字式飞行数据记录器获得的数据用来拟定模拟飞机在起飞机场起动和滑跑时所承受的负载的试验大纲。在假定由两台或一台发电机向这些负载供电的条件下进行试验。

表9-3 发电机试验(发电机起动后平均温度随时间的变化)

时间/min	温度/℃	电流/A
0	47	180
3	69.3	180
8	80	180
15	84	180
19	86	180
20	86	180
22	71	180
(额定飞行空气流量:6 磅/min,额定地面电流:180A)		

表9-4 发电机试验(发电机起动后平均温度随时间的变化)

时间/min	温度/℃	电流/A
0	63	286
2	100	286
9	136	286
15	149.3	286
20	154.7	286
26	156.7	286
31	157	286
(额定飞行空气流量:6 磅/min,额定飞行电流:286A)		

表9-5 发电机试验(发电机起动后平均温度随时间的变化)

时间/min	温度/℃	电流/A
0	67	404
1	114.3	404
2	149.7	404
3	172.7	404
3.6	184.7	404
(额定飞行空气流量:60 磅/min,额定飞行电流:404A,超载33%)		

表9-6 发电机试验(发电机起动后平均温度随时间的变化)

时间/min	温度/℃	电流/A
0	41.3	174
2	61.3	174
8	91	174
12	100.7	174
15	107.3	174
20	113.7	174
25	117.7	174
(额定地面空气流量:20 磅/min,额定地面电流:174A)		

表9-7 发电机试验(发电机起动后平均温度随时间的变化)

时间/min	温度/℃	电流/A
0	86.7	302
1	115.3	302
2	135.3	302
3	149.7	302
4	106.7	302
5	171.3	302
6	180	302
7	188.3	302
8	196	302
9	203.7	302
10	210	302
(额定地面空气流量:20 磅/min,额定飞行电流:302A)		

表 9-8 发电机试验(发电机起动后平均温度随时间的变化)

时间/min	温度/℃	电流/A
0	48	171
1	61	171
2	69	171
5	87.3	171
8	100.7	171
10	108.7	171
12	114.3	171
15	121.7	171
18	126.7	171
22	133.7	171
25	137	171
28	139.3	171
30	141.3	171
(被限制的空气流量:10 磅/min,额定地面电流:171A)		

最后的一组试验是在电气系统负载和空气流量模拟实际地面循环情况下进行的,包括进场、着陆、着陆后滑行、地面工作、起动、再充电、滑出、起飞滑跑。模拟结果和表 9-3 至表 9-8 中给出的数据分析证明,短时间的超载不可能损坏左发电机。并按照起飞前的整个飞机工作过程中两台发电机都工作的情况进行了试验。由这次试验得到的数据见表 9-9。为了确定在预计的载荷下减少冷却空气流量对另一台正常工作发电机的影响,在没有强迫空气冷却的条件下进行了地面运转。最高温度低于发电机的正常工作温度。

并假定在发动机起动时只有左发电机工作的情况下进行了试验。这次试验的数据见表 9-10,发电机温度超过了正常工作温度和发电机的安全温度。但是没有达到焊料的熔化温度。

根据数字式飞行数据记录器记录的高度数据(表9－1),以及机上服务员主动提供的电气负载数据。估计在最后一段飞行中右发电机已经不工作了。试验发电机在全部飞机负载及额定冷却空气流量下工作一直到温度稳定。然后模拟了着陆动作顺序,接着模拟了地面运转和起动顺序。由这一试验得到的数据示于表9－11。所达到的发电机温度足以在起飞时熔化焊料。

表9－9　地面运转时,两台发电机都引入和引出冷却空气(发电机起动后平均温度随时间的变化)

时间/min	温度/℃	电流/A
0	47	217
2.8	96	127
4.8	104	120
7.9	117.5	156

表9－10　地面运转时两台发电机都引入冷却空气,但有一台引出冷却空气(发电机起动后平均温度随时间的变化)

时间/min	温度/℃	电流/A
0	77.5	425
1.4	151.5	386
2.4	165.5	332
3.4	117.5	332
4.9	183	298
6.4	191.5	289
7.5	200.5	302

表 9 - 11　地面运转时只有一台发电机引入和引出冷却空气
（发电机起动后平均温度随时间的变化）

时间/min	温度/℃	电流/A
0	111	344
0.8	146	338
2.1	180	471
2.8	213	398
3.6	233	365
3.8	237	392
4	241	316
4.8	243	362
5.8	257	302
6.8	261	338
7.8	269	338
8.1	274	335

9.4.2.7　试验结论

发电机超温的可能原因是过载电流和丧失了冷却空气。试验和计算机模型证明，如果两台发电机都工作，每台发电机的负载就很小，即使在最小的冷却空气流量下其温度也不会达到焊料的熔点。观测到的左气流方向的温度梯度证明，发生事故的发电机是有冷却气流的，因为在没有冷却空气的情况下，发电机整流器端会比较热。

9.4.2.8　经验教训

进行的讨论研究指出了在没有飞行试验飞机的情况下，确定飞机电气系统在飞行中发生了什么事的过程及一些问题，要吸取的主要经验教训如下：

（1）对任何试验设备在没有进行校验和仔细检查的情况下，决不要假定它的功能。

(2) 电阻性电气负载与实际飞机负载是不同的，特别是蓄电瓶。

(3) 电压调节器是专用的设备，不能用不同型号的调节器来互相代用，因为它要调整好。

(4) 需要实时试验数据，有了这些数据，就很容易求得后面所需的数据，假如不知道发生的真实情况，也不必要再进行试验。

(5) 计算机确实可以帮助了解系统中发生了什么问题，但是为了得到正确的结果，它需要有可靠的数据。

(6) 以前的飞行数据可能是最有助于调查工作的，在调查中应当对它们进行例行检查。

(7) 必须按照实际情况仔细研究舱音记录器上谈话的意义及数字式飞行数据记录器记录的异常数据。

(8) 在不标准条件下和在没有足够的测试设备的情况下进行现役飞机设备的快速试验对调查是毫无价值的。

第 10 章　双机相撞事故的调查与分析

10.1　双机相撞事故的概况

双机相撞事故发生突然，通常后果严重，因此在飞行事故中占有特别显著的位置。据统计，1980 年 1 月至 1994 年 7 月的十四年半中，美国空军共发生空中相撞事故 88 起，平均每两个月 1 起，其中 A 级事故 62 起，B 级事故 13 起；1982 年—1991 年的十年间，法国空军发生了 18 起空中相撞飞行事故，损失 27 名飞行人员，报废 32 架空军飞机，一架德国民用飞机和一架比利时空军 F－16 飞机。

近年来，虽然防撞系统在民航商业飞机上普遍装备，大大降低了空中相撞事故的发生率，但相撞事故还是时有发生，损失极其惨重。如，2002 年 7 月 1 日晚发生在德国与瑞士交接的博登湖上空相撞造成 71 人丧生，而相撞的美国敦豪国际快递公司的波音 757 飞机与俄罗斯巴什基尔航空公司的图－154 客机均配备了自动防撞系统。1977 年 3 月 27 日，分属美国泛美航空公司和荷兰航空公司的两架波音 747 客机在西班牙特内里费岛的洛罗度士机场起飞时，在地面相撞，共有 583 人同时罹难，造成全球航空史上最大的空难。

10.1.1　双机相撞的发生时机

双机相撞多发生在编队飞行的起飞出航、返航、着陆阶段等复杂课目实施和夜航飞行中。据美国空军 1980 年 1 月至 1994 年 7 月空中相撞事故的分析显示：目视飞行条件下空中相撞占 92%，仪表飞行条

件下仅占6%。目视条件下的空中相撞中,夜间因素只占8%。

美国联邦航空局(FAA)统计表明,通用航空全部空中相撞事故的80%发生在非控制机场的8km(5英里)范围内,高度1524m(5000英尺)以下。定期航班和其他商业运输机发生的相撞事故、事故征候,大多数在进场或爬升阶段,离地3048m(10000英尺)以下。

10.1.2 发生双机相撞的主要原因

10.1.2.1 军用飞机空中相撞事故的主要原因

美国和法国空军相撞事故中,约有70% ~80%的相撞事故发生在飞行员知道对方(同一飞行小队或同一任务群)的情况下,其原因主要有:

(1) 编队做机动飞行时,僚机飞行员对其运动轨迹判断失误,快速接近长机,形成遮盖或丢失长机;

(2) 加入编队过程中,僚机以大速度差接近长机,造成空中相撞;

(3) 在机动飞行中,长僚机飞行员协同不好,相互丢失,造成空中相撞;

(4) 在截击飞行的最后阶段,截击机飞行员没有目视发现目标机,或对自己相对于目标机的运动轨迹判断错误;

(5) 空中加油前后和加油过程中;

(6) 违反训练规定,在失去目视联系后还继续攻击,无线电通话不畅、词语不清和程序不当导致空中相撞。

每起空中相撞事故报告中,分析事故原因时,总有一句是因为飞行员没有很好"观察和规避"。这也确实是空中相撞事故的基本错误所在。

10.1.2.2 民用飞机空中相撞事故的主要原因

民用飞机空中相撞的主要原因是航行管制与空中飞机飞行员沟通协调不当、词语不清、不规范,调配空中秩序不及时及调度指挥错误。

10.2　双机相撞事故的判断

双机是否相撞，主要依据飞行员和目击者反映，雷达记录和标图，在飞机残骸上留下的痕迹以及残骸分布等几方面情况进行判断。

10.2.1　飞行员和目击者反映

很多相撞事故，特别是尾随相撞事故，被撞飞机驾驶员会有明确的被撞的感觉，如条件允许，被撞飞机飞行员通常会报告。此外，有些相撞事故有目击者，也会有准确的反映。还有些事故可能有人用摄像机记录下了相撞的过程（图 10 – 1）。



图 10 – 1　飞行表演中发生的相撞事故

10.2.2　雷达记录和机载客观记录

航管雷达记录了管制空域内飞机飞行高度、速度、航向和位置参数，如果有飞机发生危险接近或相撞，航管雷达会有相应记录，查看航管雷达记录，会很直接了解空中飞机的相对位

置等情况。

当前很多飞机所配的飞行数据记录器都记录了飞机的经度和纬度，分析飞参记录也有助于确定飞机是否发生了空中相撞。

10.2.3 飞机残骸上留下的痕迹以及残骸分布

如果飞机发生了空中相撞，则两架飞机相撞时，在每架飞机上总要留下明显的痕迹。检查飞机残骸，如果发现相撞的痕迹（图10-2），则可以确定飞机在空中相撞，同时根据痕迹所处的位置和方向，还可以确定两架飞机相撞的部位，甚至可以确定是哪架飞机撞上另一架飞机。

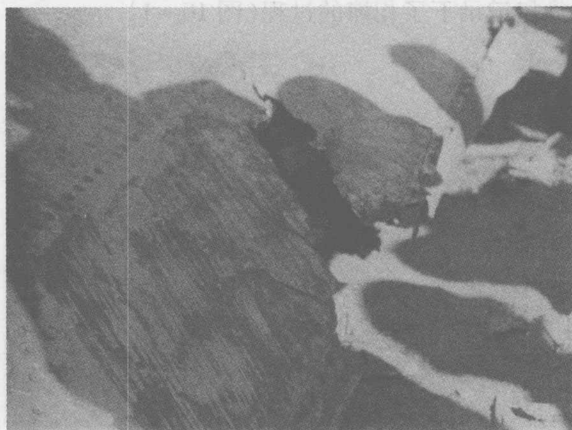


图10-2 双机相撞在僚机左机翼上留下的划痕

有的双击空中相撞事故，两架飞机相互接触部位的残骸，有可能同时散落或一架飞机上的残骸挂（卡）到另一架飞机上（图10-3），这样如果在失事现场调查中，发现两架飞机的部分残骸在一起，而距两架飞机残骸都比较远，或在一架飞机残骸中，发现了另一架飞机的残骸，则可以判断，两架飞机发生空中相撞事故。



图 10－3 截击机垂尾撞在长机的右平尾与尾部的缝隙内

10.3 双机相撞事故调查与分析方法

调查人员一般应了解两架飞机，至少要了解一架飞机在碰撞前的实际飞行情况。这些资料包括飞行状态，飞越预定航线的时间，飞行计划、真空速和地速，目击者看到的情况等等，重要的是把这些资料与从残骸检查中得到的资料联系起来。

根据双机相撞留下划痕的方向和角度，可以判断双机相撞的形式，如果已知一架飞机的速度，就可以用数学方法求出另一架飞机速度、相撞角等未知数，为分析事故原因提供依据。

双机相撞有三种类型：一是在水平平面内相撞；二是在垂直于水平平面的平面内相撞，也称垂直平面内相撞；三是在任意平面内相撞。

10.3.1 双机在水平平面内相撞

双机在水平平面内相撞，是指两架或两架以上飞机在同一水

平平面内发生相撞，这类相撞又分为尾随相撞、对头相撞、带交叉角相撞三种形式。其共同特点是两架飞机没有高度差，有速度差，有的速度差较大。

10.3.1.1 找出相撞的划痕

从机翼或水平位移等蒙皮上找出双击相撞时产生的划痕，通过残骸拼凑分析，判明这些划痕各属于哪一架飞机，根据划痕边缘金属毛刺翻起的方向，判明划痕的方向。

10.3.1.2 测量划痕角

划痕角是相撞划痕与飞机纵轴平行线的夹角，随双机相撞的不同形式而取锐角或钝角。

（1）如 A、B 两机划痕方向都是从前向后，则属于双机对头相撞（两机速度向量的夹角大于 90°的相撞称为对头相撞）。这时，取划痕方向与该机纵轴平行线相交的锐角为划痕角，见图 10－4。

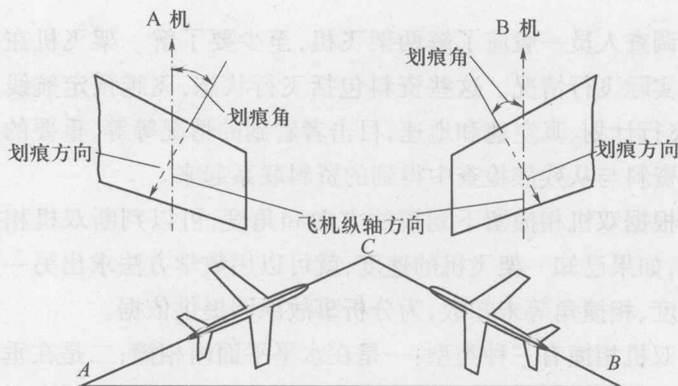


图 10－4 双机对头相撞时的划痕角

（2）如 A、B 两机划痕的方向，一架是从后向前，另一架是从前向后，则属于双机尾随相撞（两机速度向量的夹角小于 90°的相撞）。划痕从后向前的 A 机的速度较小，划痕从前向后的 B 机的

速度较大。速度较大的 B 机，取划痕与该机纵轴平行线相交的锐角为划痕角；速度较小的 A 机，取划痕与该机纵轴平行线相交的钝角为划痕角，如图 10 – 5 所示。

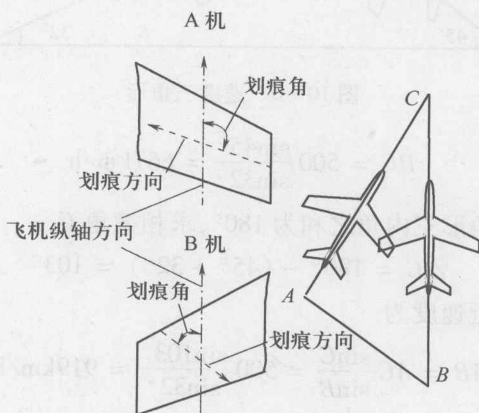


图 10 – 5 双机尾随相撞时的划痕角

10.3.1.3 画速度三角形

A、B 两机相撞时的速度可用 AC 和 BC 表示，AB 为相撞时两机的接近速度，速度向量三角形用 $\triangle ABC$ 表示，见图 10 – 6。因此，已知双机的划痕角和一架飞机的速度，即可利用三角函数关系，求出双机相撞角 C 和另一架飞机的速度。

例：已知 A 机划痕方向从前向后，划痕角为 45°，B 机划痕方向也从前向后，划痕角为 32°，A 机真速为 500km/h，求相撞时的 B 机真速、相撞角和接近速度。

画速度三角形，如图 10 – 6 所示，已知：$\angle A = 45°$，$\angle B = 32°$，$AC = 500\text{km/h}$。

用正弦定理求 B 机真速（BC）

$$\frac{AC}{\sin B} = \frac{BC}{\sin A}$$

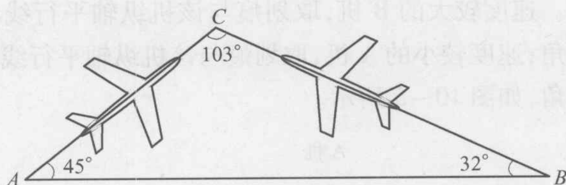


图 10-6 速度三角形

$$BC = 500\frac{\sin 45°}{\sin 32°} = 667\text{km/h}$$

根据三角形三内角之和为 180°,求相撞角 C,

$$\angle C = 180° - (45° + 32°) = 103°$$

两机接近速度为

$$AB = AC\frac{\sin C}{\sin B} = 500\frac{\sin 103°}{\sin 32°} = 919\text{km/h}$$

10.3.2 双机在垂直平面内相撞

双机在垂直平面内相撞,是指两架飞机都在同一垂直平面内运动时相撞。此时,可以从机身两侧或垂直尾翼上找出相撞划痕。分析方法与在水平平面内相撞相同。

10.3.3 双机在任意平面内相撞

双机在任意平面内相撞,是指两架飞机不在同一垂直平面内,也不在同一水平平面内相撞。双机相撞事故多属此类。根据几何学原理,空间任意三角形可通过在水平平面内和垂直平面内的投影求解。以两架上单翼客机 A 与 B 在空中相撞为例,具体分析方法如下。

1. 已知 A 机资料

(1)根据雷达标图确定,A 机沿水平航线的真速为 185km/h;

(2)右翼上蒙皮有向前、朝内侧与飞机纵轴成 60°角的划痕;

(3) 机身右侧有向前、朝下方与飞机纵轴成 50°角的划痕。

2. 已知 B 机资料

(1) 左翼下蒙皮有向后、朝内侧与飞机纵轴成 45°角的划痕;

(2) 机身左侧有向后、朝上方与飞机纵轴成 30°角的划痕。

3. 解速度三角形

(1) 解水平平面内的速度三角形

由于 A 机右翼划痕向前、朝内,B 机左翼划痕向后、朝内,故属于尾随相撞,A 机速度较 B 机小,A 机在 B 机左侧。因此,A 机划痕为 120°(取钝角),B 机划痕角为 45°。又知 A 机水平速度为 185km/h,作出水平平面内的速度三角形 $A'B'C'$(图 10－7)。

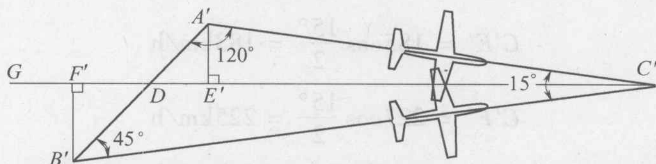


图 10－7　水平平面内面内的速度三角形

根据三角形三内角之和为 180°,求出相撞角:

$$\angle C' = 180° - (120° + 45°) = 15°$$

用正弦定理求接近速度和 B 机速度:

$$A'B' = A'C' \frac{\sin\angle C'}{\sin\angle B'} = 185 \frac{\sin 15°}{\sin 45°} = 68\text{km/h}$$

$$B'C' = A'C' \frac{\sin\angle A'}{\sin\angle B'} = 185 \frac{\sin 120°}{\sin 45°} = 227\text{km/h}$$

(2) 解垂直平面内的速度三角形

在水平速度三角形 $A'B'C'$ 中,作角 C' 的等分角线 $C'G$,由 A'、B' 分别向 $C'G$ 作垂线(图 10－7)。

根据几何学原则,$A'C' : A'D = B'C' : B'D$,即 A 机飞到碰撞点

时,从速度三角形上看,它也沿着$A'B'$线至D点飞向B机。同时,B机沿$B'A'$线至D点运动。所以,图10-8垂直平面内速度三角形中$C''F''=C'F'$,即$B''C''$在$C'G$上的投影等于$B'C'$在$C'G$上的投影$C'F'$。$C''E''=C'E'$,即$A''C''$在$C'G$上的投影等于$A'C'$在$C'G$上的投影。

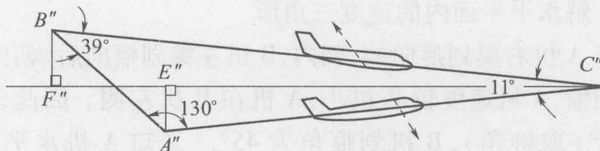


图10-8 垂直平面内的速度三角形

$$C'E' = 185\cos\frac{15^\circ}{2} = 183\text{km/h}$$

$$C'F' = 227\cos\frac{15^\circ}{2} = 225\text{km/h}$$

取$C'E'$和$C'F'$的长度画垂直平面内的速度三角形。因A机机身的划痕向前、朝下方,B机机身的划痕向后,朝上方,故B机在A机上方,B机速度较A机大,B机划痕角为39°,A机划痕角为130°(取钝角),垂直平面内的相撞角为:180° -(39° +130°)=11°。垂直平面内的速度三角形如图10-8所示。

根据三角学原理:

$$C''F'' = B''C''\cos\angle B''C''F'' = 225\text{km/h}$$
$$C''F'' = A''C''\cos\angle A''C''F'' = 183\text{km/h}$$

又根据正弦定理:

$$\frac{B''C''}{\sin\angle B''A''C''} = \frac{A''C''}{\sin\angle A''B''C''}$$

$$A''C'' = B''C''\frac{\sin 39^\circ}{\sin 130^\circ} = 0.822B''C''$$

所以 $$\frac{C''F''}{C''E''} = \frac{B''C''\cos\angle B''C''F''}{A''C''\cos\angle A''C''F''}$$

$$=\frac{\cos\angle B''C''F''}{0.822\cos\angle A''C''F''}=\frac{225}{183}=1.23$$

又因∠B″C″F″ + ∠A″C″F″ = 180° − (130° + 39°) = 11°

所以

$$\frac{\cos\angle B''C''F''}{0.822\cos\angle A''C''F''}=\frac{\cos(11^\circ-\angle A''C''F'')}{0.822\cos\angle A''C''F''}=1.23$$

即

$$\frac{\cos11^\circ\cos\angle A''C''F''+\sin11^\circ\sin\angle A''C''F''}{0.822\cos\angle A''C''F''}=1.23$$

$$\cos11^\circ+\sin11^\circ\tan\angle A''C''F''=1.23\times0.822=1$$

$$\tan\angle A''C''F''=\frac{1-\cos11^\circ}{\sin11^\circ}=0.096$$

所以，$\angle A''C''F''=5°29'$

A 机上升率：

$$A''E''=C''E''\tan\angle A''C''F''=183\times0.096=17.6\text{km/h}=4.9\text{m/s}$$

B 机下降率：

$$B''F''=C''F''\tan\angle B''C''F''=225\tan(11^\circ-5°29')=22\text{km/h}=6\text{m/s}$$

在垂直平面内两机接近速度：

$$A''B''=B''C''\frac{\sin11^\circ}{\sin130^\circ}=56\text{km/h}$$

(3) 解任意三角形

将图 10－8 的垂直平面内的速度三角形 $A''B''C''$ 垂直于水平平面内的速度三角形 $A'B'C'$，然后，可绘出任意平面的速度三角形 ABC，如图 10－9 所示，图中用粗黑线示出。双机相撞的有关数据便可求出。

根据 B 机的水平速度($B'C'$)和下降速度($B''F''$)，求出 B 机速度(BC)。

$$BC=\sqrt{B'C'^2+B''F''^2}=\sqrt{227^2+22^2}=228\text{km/h}$$

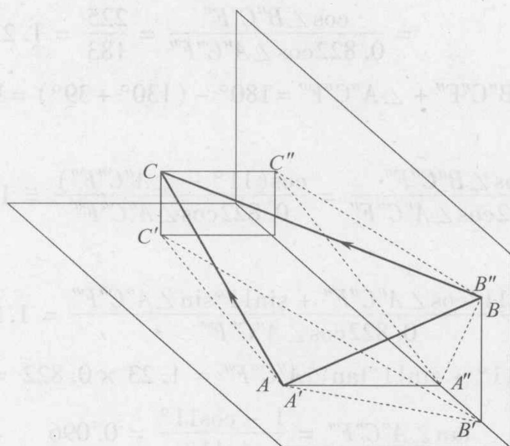


图 10-9　任意平面的速度三角形

两机接近速度：

$$AB = \sqrt{A'B'^2 + (B''F'' + A''E'')^2} =$$

$$\sqrt{68^2 + (22 + 17.6)^2} = 79\text{km/h}$$

（4）结论

根据两相接近速度 79km/h，相撞前 1min ~ 2min，两机相距 1.3km ~ 2.6km，B 机在 A 机右后上方，A 机为上单翼飞机，故 A 机飞行员不能看到 B 机，而 B 机飞行员在当时气象条件下是可以看到 A 机的，责任在于 B 机飞行员。

10.4　双机相撞事故调查与分析实例

下面介绍一起地面双机相撞事故调查。

10.4.1　简要经过

1983 年某日，一架轰炸机在滑行道滑跑过程中与民航一架

“三叉戟”飞机在联络道交叉处相撞,这是一起“三叉戟”飞机飞行员违反规定,未通过塔台指挥员同意滑出,抢先滑上滑行道造成的(图 10-10)。仅以此为例介绍计算两机相撞瞬间的速度和滑行速度。

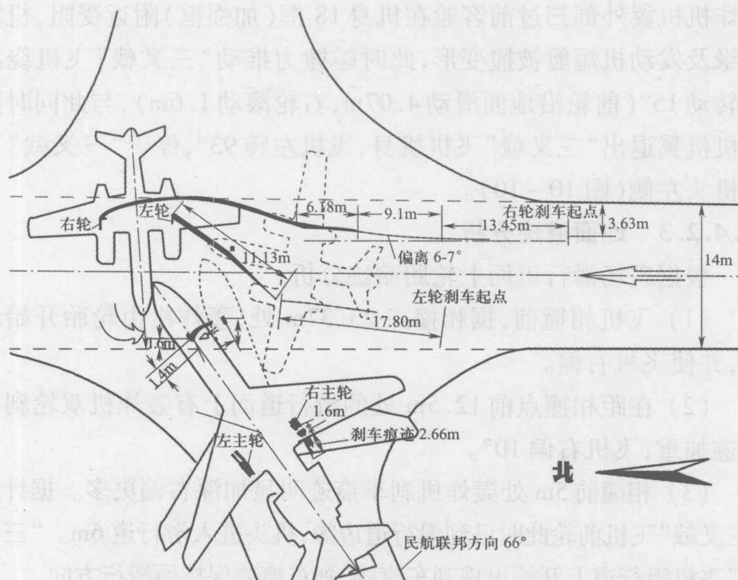


图 10-10 轰炸机在滑行道滑行过程中与“三叉戟”飞机相撞

10.4.2 飞机相撞情况

10.4.2.1 最初碰撞点

检查相撞的两架飞机机身及机翼发现:

(1) 在“三叉戟”飞机机身 13 号窗口下方有一块蒙皮上有一长 51cm 破口,蒙皮上留有较深的翼尖擦伤痕迹,蒙皮前部有一弧形凹坑。

(2) 轰炸机左翼尖航行灯罩破碎,有破碎的灯罩玻璃掉在“三叉戟”飞机上述蒙皮的凹坑附近。

因此,两机相撞瞬间的碰撞点、轰炸机在左翼尖航行灯附近,

“三叉戟”飞机在机身13号窗口下方蒙皮的弧形凹坑处。

10.4.2.2 相撞过程

飞机相撞后，在惯性力作用下，轰炸机机翼穿破“三叉戟”飞机蒙皮，破口自31框~19框，长6.9m。此处机身结构比较单薄。轰炸机机翼外部扫过前客舱在机身18框（加强框）附近受阻，机翼前缘及发动机短舱被撞变形，此时碰撞力推动“三叉戟”飞机绕左轮转动15°（前轮沿地面滑动4.07m，右轮滚动1.6m），与此同时轰炸机机翼退出“三叉戟”飞机机身，飞机左转93°，停于“三叉戟”飞机机头左侧（图10-10）。

10.4.2.3 地面痕迹分析

根据现场滑行道面上轮胎胎迹分析。

（1）飞机相撞前，据相撞点23.37m处，轰炸机由轮胎开始刹车，并使飞机右偏。

（2）在距相撞点前12.5m处的滑行道面上有轰炸机双轮刹车痕迹加重，飞机右偏10°。

（3）相撞前5m处轰炸机刹车痕迹明显加深右偏更多。据计算“三叉戟”飞机前轮此时已到滑行道边缘，机头进入滑行道6m。“三叉戟”飞机滑行道上开始出现刹车痕迹，刹车痕迹保持原滑行方向。

（4）双机相撞时，轰炸机右偏20°，左翼尖已向右移动1m。此时“三叉戟”飞机前轮进入滑行道3.05m，机头进入9.25m，保持原滑行方向。

综上所述，从地面轮胎刹车痕迹分析，轰炸机在距相撞点前23.37m处开始刹车并向右避让，而“三叉戟”飞机在联络道内滑行时没有刹车，也无避让动作，直到机头进入滑行道，距轰炸机5m远时才开始刹车。

10.4.3 相撞时的飞机速度分析

轰炸机机头及右机翼没有损伤，左机翼表面留有“三叉戟”飞

机相撞造成的划痕,这些划痕表明了双机接近速度的方向。地面上留有的轮胎胎迹,表明了双机相撞时飞机的位置。因此可以划出相撞时的速度三角形,以求两架飞机的速度比。

10.4.3.1　确定划痕角

轰炸机机翼表面上有许多与"三叉戟"飞机相撞造成的痕迹,因此,选用的划痕应满足:①划痕的走向是从前向后的;②划痕的所在位置最接近飞机的最初碰撞点。

经残骸分析和测量胎迹,确定最初碰撞点是轰炸机左机翼翼尖前缘和"三叉戟"飞机第 13 窗口下方(图 10 - 11),因此选用的划痕起点在左机翼翼尖航行灯处,终点在翼尖最大厚度处的第一划痕(图 10 - 12),这条划痕与飞机纵轴的夹角就是划痕角,约 20°。

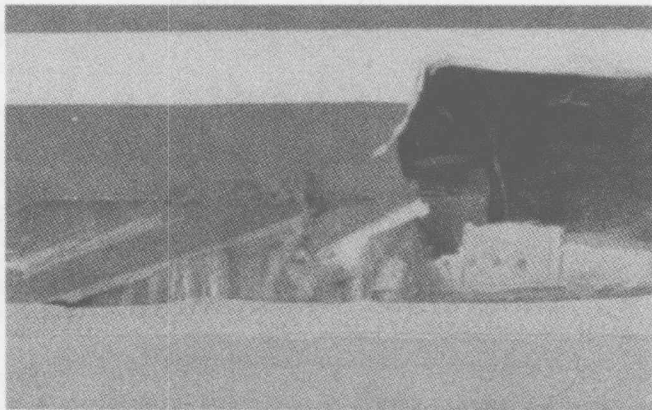


图 10 - 11　"三叉戟"飞机 13 号窗口下方被撞开

10.4.3.2　确定相撞角

经测量两架飞机相撞前的刹车胎迹,并根据飞机轮距等几何数据校核计算确定"三叉戟"飞机与轰炸机相撞时的机身纵轴线,实际测量两架飞机纵轴相交的角度为 44°,因此确定两架飞机的相撞角为 44°(图 10 - 13)。

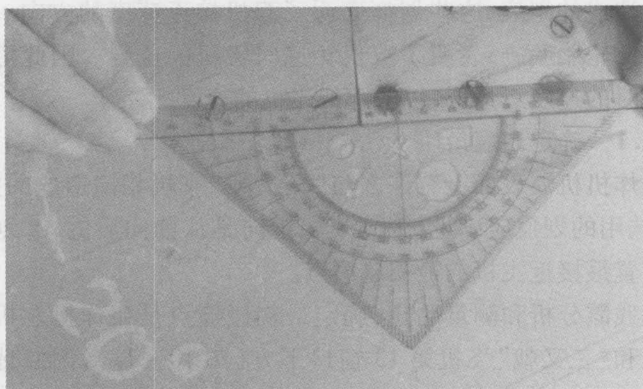


图 10－12　划痕与飞机纵轴的夹角即划痕角约 20°

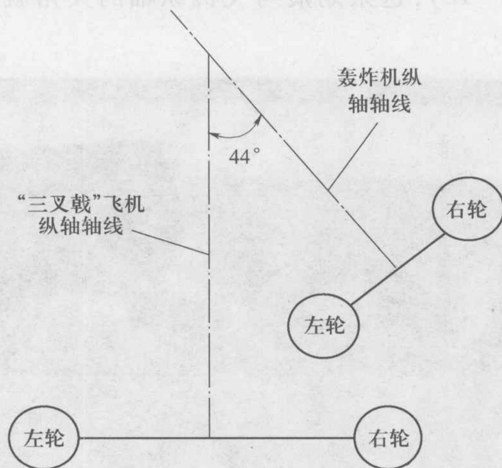


图 10－13　根据两架飞机相撞前的刹车胎迹计算出相撞角

10.4.3.3　计算速度比

根据已确定的划痕角和相撞角即可做出两机相撞瞬间的速度向量三角形的相似三角形(图 10－14)。

速度三角形的 *BC* 边是轰炸机速度向量,*AC* 边是“三叉戟”飞机速度向量,*BA* 边是两机接近的速度向量。根据实测的划痕角和

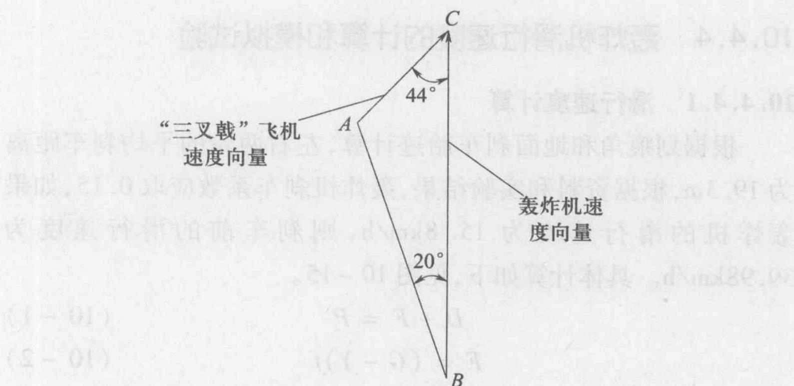


图 10－14 "三叉戟"飞机与轰炸机的速度向量图

交叉角另∠B＝20°，表示轰炸机翼尖处的划痕角；∠C＝44°表示交叉角，则

$$\frac{V_{三叉}}{\sin B}=\frac{V_{轰}}{\sin(180°-(\angle B+\angle C))}$$

所以 $$V_{轰}=\frac{V_{三叉}\sin(180°-(\angle B+\angle C))}{\sin B}$$

计算出两机的速度比应为 $V_{轰}=2.63\ V_{三叉}$。

10.4.3.4 计算两机的相撞速度

（1）知道了两机的速度比为 2.63，如知道其中一架飞机的速度，即可算出另一架飞机的速度值。"三叉戟"飞机的滑行速度如果是 5.4km/h，则轰炸机的相撞速度为 14.2km/h。"三叉戟"飞机速度如果是 6km/h，则轰炸机的相撞速度为 15.8km/h。

（2）现场测量得到轰炸机刹车的胎迹的长度，通过地面滑行飞机上作用力平衡方程计算，得出双机相撞瞬间轰炸机的速度为 14.7km/h。

10.4.4 轰炸机滑行速度的计算和模拟试验

10.4.4.1 滑行速度计算

根据划痕角和地面刹车胎迹计算，左右两轮的平均刹车距离为 19.3m，根据资料和实验结果，轰炸机刹车系数应取 0.15，如果轰炸机的滑行速度为 15.8km/h，则刹车前的滑行速度为 39.98km/h。具体计算如下，见图 10－15。

$$D + F = P \tag{10-1}$$

$$F = (G - Y)f \tag{10-2}$$

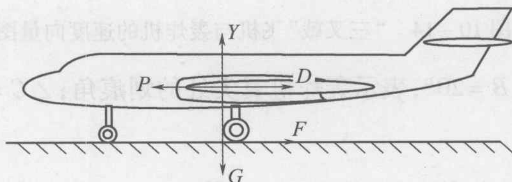


图 10－15 地面滑行时受力情况

式中

$$D = \frac{1}{2}\rho V^2 S C_{x0} \tag{10-3}$$

$$Y = \frac{1}{2}\rho V^2 S C_y \tag{10-4}$$

根据上式得出地面滑行速度

$$V_{滑} = \sqrt{\frac{2(P - Gf)}{\rho S(C_{x0} - fC_y)}}$$

当时飞机重量 $G = 18600\text{kg}$。

该型飞机驾驶手册规定，飞行员在"滑行过程中发动机转速应保持在 4000r/min ~ 5000r/min，用刹车保持方向"。这次飞机滑行时发动机转速在 4500r/min。发动机转速 N = 4500r/min ~ 5000r/min时的推力 P 约为 600kg，扣除进气道损失约 5%，实际

推力约540kg。

机轮的滚动摩擦系数取$f=0.03$。

飞机不放襟翼、放起落架近地面的阻力系数为$C_{x0}=0.0386$。

按飞机机翼安装角3°,停机角1°10′,查出$C_y=0.38$。

机翼面积$S=60.8\text{m}^2$。

空气密度$\rho=0.125\text{kg}\cdot\text{s}^2/\text{m}^4$。

$$V_{滑} = \sqrt{\frac{2(P - Gf)}{\rho S(C_{x0} - fC_y)}} = 38.9\text{km/h}$$

10.4.4.2 滑行速度和刹车试验

为了更准确地确定在规定发动机转速下,飞机的滑行速度,专门进行了滑行试验。当发动机转速在4500r/min时,飞机的滑行速度为38km/h;当发动机转速在5000r/min时,飞机的滑行速度为40km/h。

以发动机转速4500r/min滑行,多次进行刹车试验。在某个机场试验时,飞行员踩刹车到底,飞机向前滑行68m停止;在另一个机场试验,刹车后,最短的一次飞机滑行49.5m停止。由于两个机场标高不同,也有一定的差距。

10.4.4.3 轰炸机和"三叉戟"飞机碰撞瞬间速度估算

根据地面测量,轰炸机飞行员发现"三叉戟"飞机后进行了急刹车,测量刹车印痕得平均刹车距离。测量的地面刹车胎迹,平均刹车距离为

$$\Delta L = \frac{28.3 + 17.8}{2} = 23\text{m}$$

据此计算轰炸机的减速量为

$$\Delta V = 3.6\sqrt{2\Delta L \cdot J_{CP}}$$

式中

$$J_{CP} = g\left(\frac{P}{G} - f\right) = -1.17\text{m/s}^2$$

负数为减速，取 ΔV 为负。

刹车摩擦系数 $f = 0.15$，$g = 9.81\text{m/s}^2$

$$\Delta V = -26.4\text{km/h};$$

$$V_{撞} = V_{滑} + \Delta V = 12.5\text{km/h}$$

以上计算和模拟实验的结果基本相同。因此相撞瞬间轰炸机的速度在14.2km/h～15.8km/h；刹车前的速度约40km/h，没有违反该型飞机滑行速度的有关规定。

第 11 章　鸟撞事故的调查与分析

随着航空事业的快速发展,民航业的飞机数量、航线的不断增多,航空兵训练强度和难度不断增大。同时,人类对环境的保护和爱鸟、护鸟意识的增强,鸟类数量逐年增多,能供鸟类栖息的自然环境因人类活动的范围不断扩大而进一步减少,机场便成了鸟类活动的理想场所,鸟撞事件频繁发生,造成的损失也越来越大。鸟撞已成为威胁飞行安全的主要因素之一,在事故调查中也是必须关注的问题之一。

11.1　鸟撞事故的定义

飞机与鸟在地面、空中相撞导致的事故称之为"鸟撞(bird strike)"事故。鸟撞作为一种多发性、危险性事件,一直是威胁飞行安全的主要因素之一。首次记载鸟撞事件是在 1908 年,而首次因为鸟撞造成重大飞行事故是在 1912 年。1950 年底,随着装备涡轮喷气发动机的飞机投入使用,鸟撞的危险也随之增大。飞机的速度增快,涡轮喷气发动机进气道尺寸加大,使飞机更容易遭鸟撞。目前,世界范围内每年都发生上万起鸟撞事件,其中有些甚至导致了机毁人亡。如:1960 年,一架大型旅客运输机的 4 台发动机有 3 台遭鸟撞,包括机组在内,机上共 72 人,死亡 62 人;1995 年一架 Dassault Falcon 飞机的左发动机遭遇鸟撞,机组准备在巴黎机场迫降过程中飞机失去操纵,飞机解体,机上人员全部遇难;1998 年,一架波音 737 飞机的两台发动机遭遇鸟撞,机组试图在

Bahar Dar 机场迫降而发生空难，造成机上 104 人中 35 名旅客死亡、21 名重伤。

鸟撞事件受到普遍关注，国际民航组织开始收集有关鸟撞的信息，并建立专门收集这类信息的系统（IBIS）。国际民航组织各缔约国都要按照规定的标准格式报告鸟撞事件。迄今为止已收集鸟撞报告共 78000 多份。这些报告的百分比分别为：来自北美的报告占 32%；来自欧洲的占 42%；来自亚洲的占 19%；来自南美和卡里玛塔地区的占 2%；鸟撞发生在机场的占 79%；发生在机场附近的占 11%；发生在机场以外的占 10%。从这些统计数字可以看出，鸟撞通常发生在机场和机场附近。根据国际民航组织 1996 年的统计资料，有 264 起鸟撞事件发生在着陆阶段，152 起鸟撞使飞机起飞中断。

在我国，随着人们对环境的保护和爱鸟、护鸟意识的增强，鸟类数量逐年增多，而能供鸟类栖息的自然环境却因人类活动范围不断扩大进一步减少，机场成了鸟类活动的理想场所之一，因此鸟类危及飞行安全的事件逐年增多，造成的损失越来越大。近年来，我国民用和军用航空因鸟撞飞机发生多起严重飞行事故和事故征候，损失多架飞机，损伤、报废多台发动机，造成严重的经济损失和社会影响。

11.2 鸟撞事故的特点

鸟撞都发生在迎航向的飞机前部或凸起部位，如果撞击造成飞机操纵系统部件、发动机部件的失效及机上人员的伤亡或影响飞行员驾驶，就可能导致毁机的严重事故。一般鸟撞事故，当飞机着陆后可以在飞机上找到鸟撞部位，检查其破坏情况；但对于毁机的严重事故，如何查明是否由于鸟撞引起的呢？

根据美国空军、俄罗斯民航、日本民航及我国部分机场统计资料，鸟撞事故有以下特点。

1. 有明显的季节性、时间性

大陆性气候地区春秋两季鸟撞事故明显增多，尤集中于4月、5月、9月、10月这4个月中，这期间发生的鸟撞事故占全年的60%以上（图11-1为月平均鸟撞百分比）。春秋之季为候鸟的迁徙期，这期间鸟群频频飞过，飞机不易躲避，而且春季为鸟类及其食饵昆虫、草籽及粮食的成熟期，鸟类数量急增，鸟类觅食活动频繁，鸟撞机会增多，夏天由于气温较高，鸟不太活动，多在地面捕捉食饵，而冬季旷野中食饵被积雪覆盖，鸟类多到居民区附近活动、觅食，鸟撞飞机机会明显减少。

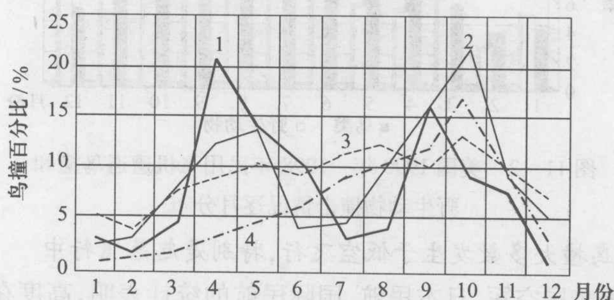


图 11-1 月平均鸟撞百分比

1—为中国空军部分统计月平均鸟撞百分比；

2—为美国空军月平均鸟撞百分比（白天）；

3—为美国空军月平均鸟撞百分比（夜间）；

4—为日本“全日空”公司月平均鸟撞百分比。

沿海地区鸟撞事故集中于7月、8月、9月、10月这4个月中，此间发生的事故亦占全年的60%以上。这一地区夏秋季气温适宜海鸟的繁殖、活动，因此鸟撞规律与大陆性气候地区不完全一致。

大部分鸟撞事故发生在白天，这是由于空军飞行训练、民航飞行主要集中于白天，而鸟类的活动亦集中于白天的缘故。但是在春秋两季，夜间鸟撞的概率增加，这是由于大多数候鸟夜间迁徙的原因。

各地区、各类飞机情况都有所区别，图 11－2 为美国 1990 年至 1998 年 9 年间，民用飞机遭遇鸟撞和野生动物撞击情况按月分布情况图。

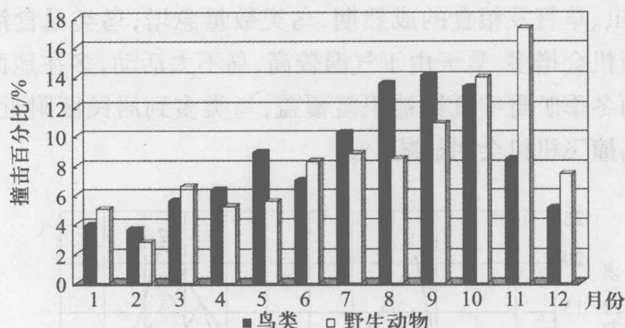


图 11－2　美国 1990 年—1998 年民用飞机遭遇鸟撞和野生动物撞击情况逐月分布

2. 鸟撞大多数发生于低空飞行，特别是起落飞行中

根据美国空军、日本民航、国际民航的统计表明，高度在 300m 以下发生的鸟撞事故最多，特别是在飞机起飞、着陆过程中尤为突出。这是由于大多数鸟类主要在低空活动，机场及其附近环境又适宜于鸟类的活动。美国空军鸟撞事故中有 75% 发生在低空，其中 50% 发生在基地及其附近 20km 的范围内，亦即飞机起落航线范围内，而另外 25% 是在低空高速飞行时发生的。低空飞行的鸟类视野由于受到周围环境的限制，不易发现和躲避低空飞行的飞机。表 11－1 是“全日空”公司提供的统计材料，起飞、着陆过程中发生的鸟撞事故竟占总数的 95.3%。着陆过程与起飞过程相比，着陆过程中的事故数为起飞时的 3 倍左右，这与发动机的工作状

态有关，因为着陆过程中以小油门工作，发动机噪声小，鸟类不易察觉；起飞时飞机以大油门工作，发动机噪声大，足以引起附近鸟类的警觉，从而避开飞机。

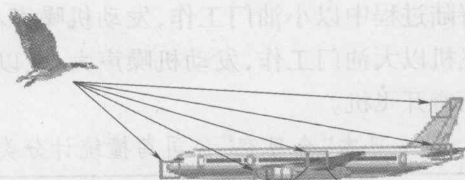
表 11－1　日本“全日空”公司鸟撞统计分类表

飞行状态	占比/%	高度分类/%	
起飞	25.4	地面滑跑	44.7
		150m 以下	43.2
		150m 以上	10.5
		情况不明	1.6
着陆	69.9	接地滑跑	74.2
		150m 以下	22.7
		150m 以上	2.1
		情况不明	1
巡航	0.3		
情况不明	4.4		

3. 鸟撞都发生在迎航向的飞机前部或凸起部位

鸟撞大多发生在如图 11－3 所示的飞机凸出的部位。如机头、进气道唇口、调节锥及支板、雷达罩、座舱风挡玻璃、机翼前缘、各种悬挂梁、副油箱前缘、起落架、垂尾等突出部位（图 11－3、图 11－4）。统计显示，鸟被吸入发动机比例约占 50%，座舱风挡玻璃约占 15%，鸟撞在这两个部位对飞行安全的威胁也最大，所导致严重飞行事故的比例也最大。

如鸟撞在发动机进气道唇口，经进气道吸入发动机，有的直接被吸入发动机，打伤发动机，有的甚至造成发动机停车。见图11－5。



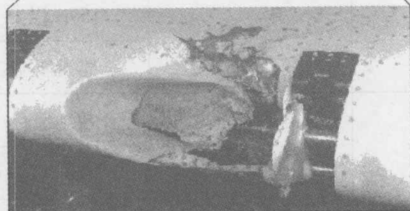
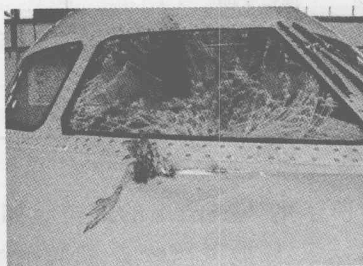
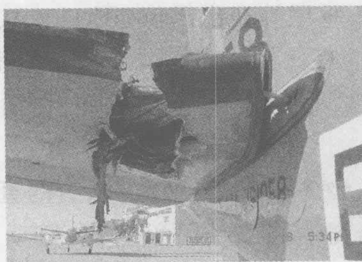


图 11-3　飞机凸出的部位易发生鸟撞







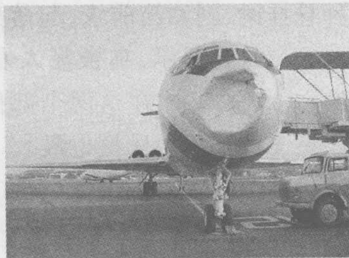


图 11-4　几起鸟撞飞机情况



图 11－5　鸽群击伤飞机发动机情况

4. 鸟撞与地域的关系

我国属于大陆性气候，位于亚洲东部，地域辽阔，地质、地形、气候、生态环境的类型十分复杂，鸟类资源也非常丰富，全世界有鸟种 2000 多种，我国就有 1195 种之多，分布在我国东西南北，适合它们生存的不同地域。但由于东西南北的地理环境差异非常大，鸟类的分布也大不相同。同时我国又是东亚候鸟迁徙的必经之地。国际鸟撞协会公布引起鸟撞的鸟类全世界有 286 种，我国就有 143 种，所以我国是世界上受鸟撞威胁最大的国家之一。

在我国，按鸟撞发生的地域划分，南方、江河湖泊流域发生的概率比较大。近十年我国鸟撞事故按地域划分比例见表 11－2。

表 11－2　鸟撞事故按地域划分比例

地域	东北	华北	华中	华东	华南	西南	西北
%(约)	9	0	27	45	9	9	0

从以上数字可以清楚地看出，鸟撞事故主要集中在华东和华中地区，具体讲就是华东地区的长江流域、湖泊附近，以及华中地区的黄河流域附近。

5. 鸟撞与鸟种的关系

根据国内不完全统计，在我国能引起鸟撞的 143 种鸟当中，能

导致事故的有 11 种，有鹰（隼）类、雁类、猫头鹰、凤头麦鸡类、水禽类、鸽子、野鸡等，其中这些鸟禽类比例比较大，约占 50% 以上。在鸟撞事故中单鸟撞的比例约占 58%，群鸟撞约占 42%。

11.3 鸟撞事故判断与分析方法

11.3.1 查找鸟撞部位

事故发生后，若是鸟撞，撞击部位的残骸上会留有撞伤，甚至破裂，其周围有鸟血的泼溅现象，裂口或凸起部件夹挂有鸟的羽毛等，可以肯定是鸟撞击了飞机，如果找到了鸟尸，证据更为确凿。

鸟撞击进气道或被吸入发动机，进气道前缘及气流通道壁一级转子叶片有向逆旋转方向弯曲甚至折断的现象，气流通道壁各凸凹处及各处及各叶片上黏附有鸟尸碎沫、血、羽毛等，如果在发动机残骸上找到这些特征，就可以肯定发动机吸入了飞鸟。如果飞机空中失火或地面火将鸟血、羽毛等特征物破坏掉，那就必须从残骸破坏特征分析是否曾发生了鸟撞。

11.3.2 对鸟的鉴定

将鸟血、羽毛、碎尸块等粘在残骸上的原始状态用照相或录像记录下来，取下黏着物保存好（特别是对于羽毛纤维），并送有关实验室分析，判断鸟的种类，根据鸟的羽毛特征估计飞鸟的重量，以便推测其破坏能力。

11.3.2.1 鸟残留物的识别

发生鸟撞飞机，会在飞机上留下黏着物，残留物包括相对完整的尸体，在飞机发动机上留下的血迹。

（1）显微镜检查。使用显微镜可以看到羽毛的结构——鸟的小羽枝，可以判断鸟的科和属，但一般不能提供准确鸟的种类。

(2) 角蛋白电泳。电泳是一种分析羽毛生物化学结构来识别鸟的种类的技术。羽毛由角蛋白组成,类似人类的头发和指甲;角蛋白的蛋白质提供的指纹在同一种鸟中是相同的。在角蛋白电泳中,来自鸟撞中未知羽毛样本的蛋白质与已知的标本进行比较,这项技术是由加拿大自然博物馆的 Henri Quellet 博士研究出来的。该博物馆的数据库已经包含了 800 多种鸟的 3500 个图谱。

因此,可以根据鸟的羽毛,判断鸟的种类:①根据鸟羽毛的形状,通过电子显微镜扫描确定鸟种;②通过抽取羽毛蛋白,进行电泳,将电泳胶片在光密度计上进行分析,然后与标本对比鉴定鸟种。

11.3.2.2　鸟血的鉴定

在事故调查中常常在事故飞机、发动机的残骸上,如机头、调节锥及支板、进气道、发动机压气机叶片、雷达罩、座舱风挡玻璃、机翼前缘、各种悬挂梁、副油箱前缘、起落架、垂尾等凸出部位发现有血迹,这类血迹主要有三种:①鸟血;②一等事故飞行员遗体的血迹;③昆虫的血迹。

对于检查飞机、发动机残骸中发现的鸟毛、鸟的尸体以及鸟尸碎沫比较容易判断,对于找到的血迹痕迹鉴定是否是鸟血,目前尚没有这方面的报道,血迹可以送交专业部门鉴定,鉴定只是排除人血,还不能确定血迹是否是鸟血。

11.3.3　鸟对飞机损伤特征分析

表 11 - 3 是不同重量的鸟与不同速度飞行的飞机相撞时的撞击力。可见,飞机飞行速度愈大,与鸟相撞时产生的撞击力亦愈大;鸟的重量越大,与飞机相撞时产生的撞击亦愈大。例如:一只 7kg 重的鸟与表速为 1000km/h 的飞机相撞时产生的撞击力可达 130t。鸟撞击飞机的不同部位,对于飞机的影响程度亦不同。

表11－3　不同重量的鸟与不同速度的飞机相撞时产生的撞击力

鸟重/kg	飞机时速/(km/h)	撞击力/t
0.45	161	0.598
0.45	322	2.39
0.45	483	8.1
0.45	805	22.5
0.45	1000	32.4
0.9	185	1.19
7.2	1000	130

飞鸟撞碎风挡/座舱盖玻璃，鸟尸碎块及玻璃碎片随高速气流猛击飞行员面部，可能击伤飞行员，使飞行员失去视力或呼吸困难，甚至昏迷失去知觉而失事。1978年，空军某部一架强击机以700km/h的速度下滑轰炸，从1000m高度退出时与雁群相遇，一只5kg重的大雁撞碎前三角玻璃，鸟尸及玻璃碎片猛击飞行员面部，使其当即失去视力和呼吸困难，被迫跳伞，造成二等事故。对于轻型飞机或直升机，遭鸟撞后飞行员常被穿透风挡玻璃的鸟体击伤或击死。例如加拿大就发生过“喷气突击队员”直升机风挡玻璃被击碎后，4名乘员被鸟体击中身亡的恶性事故。

机翼、垂尾前缘及翼身结合处都比较薄弱，且往往安装有飞机燃油管路的液压管路或其他部件。发生鸟撞时，巨大的撞击力可能切断某邻近位的管路，或者使机翼前缘缝翼变形，造成飞机操纵失灵，飞机失事。1987年9月27日，一架美空军B1－B战略轰炸机以1037km/h的速度低空飞行时，一只重6.8kg的白鹈鹕撞在3号发动机吊舱上方翼身结合处，飞鸟击穿了整流包皮，打断了一些导线和导管，一根压力达280kg/cm^2的高压液压导管被打断后泄漏的液压油被点燃起火，烧坏了燃油导管；而燃起的大火又烧坏了其他液压管路；随之3号发动机亦起火，飞行员关闭了3号发动机并按下了3、4号发动

机灭火按钮；飞机最终失去控制，右滚坠地，造成 6 名机组人员中的 3 人身亡。

如果鸟撞进气道或被吸入发动机，可直接损伤进气道和压气机第一级叶片。如吸入较大的飞鸟或大量的小鸟，可能造成气流通道堵塞，加之鸟血、羽毛及尸体碎块等黏附于叶片及通道壁上，破坏了气流的正常流动情况，使进入和流过压气机的气流速度、方向发生剧烈变化，压气机流量减小，压气机可能失速或喘振；同时由于机械负荷增大，发动机转速下降，且较多的鸟尸碎块进入燃烧室，破坏了正常的燃烧过程，可造成发动机自动熄火而停车。如果进气道损伤严重，压气机叶片严重变形甚至折断，将造成发动机其他部件的破坏，导致发动机喘振停车或起火。美国民航 1975 年空中停车有结论的 129 起发动机转子故障中，鸟撞占 42%。1975 年海外国家航空公司的一架 DC－10 民航机在纽约起飞时失事，其原因就是撞击了一群体重约 2kg 的鸟，CF－6 发动机的全部风扇叶片严重损坏并与环氧树脂屏板相磨，导致起火，从而产生足以使低压机匣爆炸的超高压力。再如，某部在昼间飞行中，两名飞行员驾机超低空飞行，在高度 100m、以坡度 60°、速度 680km/h 盘旋接近改出时，飞行员看到机头前掠过一道白光，并听到“轰”的一声响，然后是剧烈抖动。飞行员采取了正确的应急处置措施，上升高度。在此过程中右发动机自动停车。在地面的指挥下单发安全着陆。地面检查，飞机进气道右侧被老鹰撞出一个长 73cm、宽 65cm 的窟窿，发动机压气机叶片损伤严重，喷口挂铝，发动机报废，飞机多处变形。当发现发动机吸入飞鸟时，应更换发动机，因为鸟撞并非都会立即造成损伤或重大事故，有时危险是潜在的，如一架民航机在欧洲某机场起飞中因吸入一只鸟立即返场检查，当时未发现有任何故障，继续使用并曾两次飞越大西洋，但使用 44h 后在飞越落矶山脉时发动机突然破坏，正是鸟撞引起的潜在危险造成了这起悲剧。

11.4 鸟撞事故调查与分析实例

11.4.1 事故经过

2001 年 4 月的一天夜晚，一架单发歼击机起飞执行夜间训练飞行。加力起飞，滑跑、离陆正常，高度约 10m，飞机尾部冒出一团火，随即熄灭，飞机下沉；指挥员指挥："保持状态，速度不大，注意带住"，随后飞机坠地起火。

事后查明，飞机约与跑道成 5°夹角向右偏出，在距跑道中心点 604m、距跑道右边缘 1.5m 处带约 26°俯角坠地，前冲约 280m 烧毁。飞行员在飞机触地后离舱，受重伤，经抢救无效牺牲。

11.4.2 现场调查

11.4.2.1 飞机残骸分布情况

经现场勘察，事故飞机烧毁严重，残骸比较分散。机身从 11 框处折断，机身前段在主残骸右侧方 8m 处，座椅在主残骸左前方 47m 处，左、右机翼分别在主残骸后方 65m、80m 处，垂尾在主残骸后方 125m 处，左、右起落架分别在主残骸后方 136m、160m 处，左、右襟翼分别在主残骸后方 220m、230m 处，副油箱在主残骸后方 230m 处，座舱盖在主残骸后方 400m 处。座舱盖、左起落架、右襟翼在跑道上，飞机触地后滑行轨迹散落有飞机零部件。飞机触地前的航迹及附近未发现有飞机、发动机的散落物。

11.4.2.2 残骸情况

发动机残骸检查：发动机一级压气机叶片、一级导向器叶片后缘卷曲变形，具有明显被软物体损伤的特征。涡轮叶片完好，无损伤、变形、过热。尾喷管内清洁，无挂铝、挂钢。前后机匣没有向外翻的破口。发动机喷口在大喷口位置。发动机转速表指针指在

$n_1 = 2\%$、$n_2 = 15\%$ 的位置。发动机整流帽罩、前罩圈、一级压气机叶片上有明显的血迹、肉油摩擦留下的痕迹。

飞机残骸检查:检查飞机残骸发现飞机进气道唇口、调节锥、机头上方蒙皮有明显的带有血迹的擦痕。

11.4.2.3　目击者反映

根据当日塔台指挥员、工程机务值班员、包伞员等目击者的反映,飞机上升到约 10m 从尾喷口喷出一股红火后,飞机下沉,接着飞机坠地起火。

11.4.3　事故原因分析

根据现场调查情况分析,可以初步认定飞机在坠地前发动机已经停车。夜间飞机在起飞离陆阶段发动机停车,对于这种单发飞机飞行员无法处置。

1. 发动机停车原因分析

可能导致发动机空中停车的机械原因很多,经检查该发动机已落实了有关技术通报,机组专业组工具设备齐全,沿飞行航迹检查未发现散落物;飞机进气调节装置位置正常;分解检查发动机及燃油泵等有关部附件完好;发动机喷管无挂铝、挂钢,叶片、涡轮盘、燃烧室、喷嘴、发动机主轴承完好;燃油、滑油系统未见异常。检查飞机、发动机残骸未见空中失火特征。排除了因机械原因导致故障停车的可能性。

关于目击者反映尾喷口喷出红火的可能性有:①压气机叶片、涡轮叶片折断,涡轮盘破裂、燃烧室掉块、喷嘴掉块、断裂等造成尾喷口喷红火;②飞机、发动机漏油造成失火;③发动机吸入外来物造成尾喷口喷红火。分解检查发动机后前两项可能导致发动机停车的原因已排除。

2. 发动机吸入外来物的分析

检查残骸发现:发动机一级压气机叶片尖部反卷,具有被软物

体打伤的特征,进气道唇口内侧上部、调节锥锥体、发动机整流帽罩、进气机匣等7处均发现血斑痕迹,其中最大一处面积约20cm×20cm,沿气流方向呈发散状。经省公安厅鉴定,结论为:"所送机身前部一块蒙皮、一块飞机进气唇口及调节锥锥体上检出血迹,排除人血存在"。据此可以认定,飞机在起飞离陆后与鸟相撞。

这与目击者的反映飞机尾喷口喷红火的特征相吻合,同时与发动机一级压气机叶片和整流叶片变形情况相符。

飞机发动机吸进飞鸟后,发动机压气机叶片被撞卷曲变形,气流分离,导致喘振停车。检查残骸发现,发动机一级压气机叶片卷曲呈不规则状,二至六级压气机叶片、发动机涡轮叶片无弯曲变形;转速表指示,$n_1=2\%$、$n_2=15\%$,可以判明飞机坠地前发动机已经停车。

3. 该地区存在鸟撞的可能

事故发生所在机场地处中原地区,水泊、树木、杂草较多,鸟类活动频繁。野鸡、猫头鹰、夜鹭等鸟类常于夜间活动,且低空飞行,存在鸟撞飞机的可能。

11.4.4 事故结论

通过现场调查,残骸分析,导致这起事故的直接原因是:飞机加力起飞离陆后与鸟相撞,造成发动机停车,飞行员被迫跳伞不成功,导致一等飞行事故。

调查鸟撞事故,事实依据要充分,要有可靠的证据,仅靠一点来推断鸟撞事故往往会存在片面性,只有找到可靠证据,经过综合分析判断,才能得出正确的结论。

附录 A 计算飞机飞行性能的常用公式

检查飞行事故过程中,往往需要计算飞机的某些飞行性能,现将几个常用公式介绍如下。

A.1 升力和阻力公式

$$升力 \quad Y = \frac{1}{2}\rho V^2 C_y S$$

$$阻力 \quad X = \frac{1}{2}\rho V^2 C_x S$$

式中 ρ——空气密度(kg·s²/m⁴);

V——飞行速度(m/s);

C_y、C_x——升力系数和阻力系数;

S——机翼面积(m²)。

A.2 喷气式发动机可用推力修正

A.2.1 进气道损失修正

可用推力为

$$P_{可} = i(1 - \Delta P_{进})P_{台}$$

式中 $P_{台}$——发动机台架推力(kg)。查技术说明书的推力曲线,

近似计算时,可认为涡轮喷气发动机的推力与转速的立方成正比(转速低于70%时误差较大),当转速为100%,推力为100%;当转速为90%,推力为(90%)^3,即72.9%,更加粗略估算时,可认为:转速每降低1%,推力损失3%;

$\Delta P_{进}$——进气道损失推力的百分比,从技术说明书查出;

i——飞机上工作的发动机台数。

A.2.2 空气密度及温度变化对发动机推力的影响

可用推力 $$P_{可H} = \frac{\rho_H}{\rho_0}\left(\frac{T_0}{T_H}\right)^m P_{可0}$$

式中 ρ_H、T_H——分别为该高度空气密度及绝对温度(K);

m——转速变化时的推力变化指数。估算时,离心式发动机取2,轴向式发动机取1.3;

注脚"H"为所求高度的参数,注脚"0"为标准条件下的大气参数。

A.3 喷气式飞机起飞滑跑计算

A.3.1 起飞滑跑距离

$$L_{起滑} = \frac{V_{离地}^2}{2g\left(\frac{P_{平均}}{G} - f'\right)}$$

式中 $L_{起滑}$——起飞滑跑距离(m);

$V_{离地}$——离地速度(m/s)。查技术说明书或按下式计算:

$$V_{离地} = \sqrt{\frac{2G}{\rho S C_{y离地}}}$$(其中 $C_{y离地}$ 可取 $0.85C_{y最大}$)

$P_{平均}$——起飞过程中可用推力的平均值(kg),对喷气式发

动机，可取 $P_{平均}=0.95P_0$，P_0 为地面静推力，若发动机发生故障时，应取实际值；

f'——有效摩擦系数；

G——飞机重量（kg）；

g——重力加速度，9.8m/s^2。

A.3.2 机场标高对起飞滑跑距离的影响

$$L_{起滑H}=L_{起滑0}\frac{1}{\Delta^2}$$

式中 $L_{起滑H}$——不同标高机场的起飞滑跑距离（m）；

$L_{起滑0}$——海平面高度的起飞滑跑距离（m）；

Δ——空气相对密度。

粗略计算时，机场标高每增加 500m，起飞滑跑距离大约增加 9%。

A.3.3 风对起飞滑跑距离的影响

$$L_{起滑W}=L_{起滑}\left(1\pm 2\frac{W}{V_{离地}}\right)$$

式中 $L_{起滑}$——无风时的起飞滑跑距离（m）；

$V_{离地}$——起飞离地速度（m/s）；

W——风速（m/s），顺风取“+”号，逆风取“-”号。

A.3.4 跑道坡度对起飞滑跑距离的影响

$$L_{起滑\theta}=\frac{V_{离地}^2}{2g\left(\frac{P_{平均}}{G}-f'\pm\sin\theta\right)}$$

式中 θ——跑道坡度（°），上坡取“-”号，下坡取“+”号。

A.3.5 飞机重量改变对起飞滑跑距离的影响

$$L_{起滑改后} = L_{起滑改前} \frac{G_{改后}(\frac{P_{平均}}{G_{改前}} - f')}{G_{改前}(\frac{P_{平均}}{G_{改后}} - f')}$$

式中注脚“改前”为原始状态；“改后”为改变后的状态。

A.3.6 起飞滑跑过程中某点的速度

$$V = V_{离地}\sqrt{\frac{L}{L_{起滑}}}$$

式中 $V_{离地}$——起飞离地速度(m/s)；

$L_{起滑}$——起飞滑跑距离(m)；

L——起飞滑跑至某一点的距离(m)。

A.3.7 中断起飞极限速度和极限距离的近似公式

$$L_{极限} = L_{起滑}(\frac{V_{极限}}{V_{离地}})^2$$

$$V_{极限} = V_{离地}\sqrt{\frac{L_{跑道}}{L_{起滑} + L_{着滑}\left(\frac{V_{离地}}{V_{接地}}\right)^2}}$$

式中 $V_{极限}$——中断起飞极限速度(km/h)；

$L_{极限}$——中断起飞极限距离(m)；

$L_{起滑}$——起飞滑跑距离(m)；

$L_{着滑}$——着陆滑跑距离(m)；

$V_{离地}$、$V_{接地}$——分别为离地和接地速度(km/h)；

$L_{跑道}$——跑道长度(m)。

A.4　前三点飞机着陆滑跑距离计算

A.4.1　计算公式

$$L_{着陆} = \frac{V_{接地}^2}{g\left[\frac{C_{x停机}}{C_{y接地}} + f'\left(2 - \frac{C_{y停机}}{C_{y接地}}\right)\right]}$$

式中　$L_{着滑}$——着陆滑跑距离(m)；

$V_{接地}$——接地速度(m/s)，可查说明书或按下式计算：

$$V_{接地} = 0.95\sqrt{\frac{2G}{\rho S C_{y接地}}}$$

$C_{y接地}$——接地时升力系数；

$C_{x停机}$、$C_{y停机}$——分别为迎角相当于停机角时的阻力系数和升力系数，由极线图查取；

f'——有效摩擦系数，其中包含道面、刹车强度等影响，取值较为复杂，可按该型飞机实际资料反算，粗略计算：当使用刹车时，$f' = 0.18 \sim 0.2$，不使用刹车时，$f' = 0.05 \sim 0.08$。

A.4.2　着陆重量变化对着陆滑跑距离的影响

$$L_{着滑改后} = L_{着滑改前}\frac{G_{改后}}{G_{改前}}$$

式中注脚“改后”为重量改变后的参数；“改前”为重量改变前的参数。

A.4.3　风力修正

$$L_{着滑W} = L_{着滑}\left(1 \pm 2\frac{W}{V_{接地}}\right)$$

式中 $L_{着滑}$——无风时的着陆滑跑距离(m);

$L_{着滑W}$——有风时的着陆滑跑距离(m);

W——风速(m/s),取法与起飞相同。

A.4.4 跑道坡度修正

$$L_{着滑\theta} = L_{着滑} \frac{1}{1 \pm \dfrac{2igL_{着滑}}{V_{接地}^2}}$$

式中 $L_{着滑\theta}$——跑道有坡度的着陆滑跑距离(m);

$L_{着滑}$——跑道没有坡度的着陆滑跑距离(m);

i——跑道纵向平均坡度,上坡取“-”号,下坡取“+”。

A.5 喷气式飞机平飞最大速度

A.5.1 平飞最大速度

$$V_{最大} = \sqrt{\frac{2P_{可}}{\rho SC_x}}$$

式中 $P_{可}$——发动机可用推力(kg);

C_x——对应于 V 最大时的飞机阻力系数,其数值可先按 $C_y = \dfrac{2G}{\rho SV_{最大}^2}$ 算出 C_y,然后从说明书的极线图中查取(其中 $V_{最大}$ 可先给出一值,然后用渐近法计算);

ρ——空气密度($kg \cdot s^2/m^4$);

S——机翼面积(m^2)。

A.5.2 可用推力及阻力系数改变对平飞最大速度的影响

$$V_{最大} = \sqrt{\frac{P_{可改后} C_{X改前}}{P_{可改前} C_{X改后}}} V_{最大改前}$$

A.6 平飞失速速度

A.6.1 平飞失速速度

$$V_{失速} = \sqrt{\frac{2G}{\rho S C_{y最大}}}$$

式中 G——飞机重量(kg)；

$C_{y最大}$——飞机最大升力系数。

A.6.2 飞机重量改变对失速速度的影响

$$V_{失改后} = V_{失改前}\sqrt{\frac{G_{改后}}{G_{改前}}}$$

A.6.3 飞机高度变化对失速速度的影响

$$V_{失H} = V_{失0}\sqrt{\frac{\rho_0}{\rho_H}}$$

式中注脚“0”为海平面的参数，“H”为所求高度上的参数。

A.7 机动飞行

A.7.1 失速速度

$$V_{失机} = V_{失平}\sqrt{n_y}$$

式中 $V_{失平}$——平飞失速速度(m/s)；

n_y——飞机过载，通常使用过载值的平方根，见表 A－1。

表 A－1 通常使用过载值的平方根

n_y	1	2	3	4	5	6	7	8
$\sqrt{n_y}$	1	1.414	1.732	2	2.24	2.45	2.65	2.83

A.7.2 改出俯冲时的高度损失

$$\Delta H = \Delta H_1 + \Delta H_2$$

$$\Delta H_1 = \frac{V_{俯冲}^2}{2g} \frac{2n_y(1 - \cos\theta) - \sin^2\theta}{(n\gamma - 1)^2}$$

$$\Delta H_2 = \Delta t V_{俯冲} \sin\theta$$

式中 $V_{俯冲}$——开始改出俯冲(俯冲直线段终了)时的速度(m/s);

θ——开始改出时的航迹角(°);

n_y——改出俯冲过程中飞机的平均过载;

Δt——改出俯冲时的延迟时间(s)。

A.7.3 改出俯冲后的速度

$$V_{改平} = V_{俯冲} \frac{n_y - \cos\theta}{n_y - 1}$$

A.7.4 正常盘旋

1. 过载

$$n_y = \frac{1}{\cos\gamma}$$

式中 γ——飞机的坡度。不同坡度所对应的过载见表A-2。

表A-2 正常盘旋时不同坡度所对应的过载

γ	0°	15°	30°	45°	60°	75°	80°
n_y	1	1.04	1.15	1.41	2	3.86	5.76

2. 在给定高度、速度下的盘旋半径

$$r = \frac{V_{盘旋}^2}{g\sqrt{n_y^2 - 1}}$$

式中 $V_{盘旋}$——盘旋速度(m/s)。

A.8 发动机停车后的下滑

A.8.1 下滑速度

$$V = \sqrt{\frac{2G}{\sqrt{C_x^2 + C_y^2}\rho S}}$$

式中 G——飞机重量(kg);

S——机翼面积(m^2);

ρ——空气密度($kg \cdot s^2/m^4$);

C_x、C_y——飞机阻力系数和升力系数。

按 $Y = G\cos\theta$ 计算 C_y(先给出 V 值,用渐近法计算之),再按 C_y 自极线图查取 C_x。最平的下滑应按 $\tan\theta = \frac{1}{K_{最大}}$ 计算。

A.8.2 下滑水平距离

$$L = \frac{H}{\tan\theta} = KH$$

式中 H——相对飞机坠地点的高度(m);

θ——下滑角(航迹角)(°);

K——升阻比,$K = K_{最大}$时,下滑距离最远。

附录 B　飞机残骸运动轨迹计算

B.1　概况

利用飞机残骸的形状、重量、落地点位置和事故发生时现场空中的大气数据（高度、气压、温度、风向、风速），推算飞机空中解体时飞行状态参数的方法，通常称为残骸运动轨迹分析方法。飞机残骸轨迹计算的目的，一是根据残骸分布位置，确定飞机在空中解体的顺序，以便判明飞机哪个部位最先破坏，为查明事故原因提供重要线索，二是根据飞机空中解体前瞬间的状态，确定飞机残骸的可能接地位置，用来指导搜寻空中散落的关键残骸和人员。

残骸轨迹计算的准确性主要取决于残骸分布图、气象资料、接替位置等原始资料的准确性。飞机空中解体事故的残骸运动轨迹分析在国外早已进行了研究，加拿大、英国、美国等国都对飞机空中解体事故进行了飞机残骸轨迹分析研究，形成了较完整的残骸轨迹分析体系。我国在 20 世纪 70 年代初也开始了此方面的研究，从早期主要靠查表、查图进行的人工残骸轨迹计算，经过 80 年代初的个人计算机，到 90 年代利用计算机计算，也形成了一套相对完善的残骸轨迹计算方法，并在多起飞机空中解体事故调查中发挥了重要作用。

B.2　飞机残骸运动轨迹分析技术基本理论

在研究飞机空中解体事故时，残骸的轨迹分析技术是很重要的分析方法。残骸运动轨迹分析理论是在一定的假设条件下建立

的残骸运动的数学模型。求解残骸运动是一个解微分方程的过程,当计算下落高度等于初始设置的高度时为计算终点。计算过程要考虑风速、风向及大气密度随高度的变化等大气条件的影响,选取适当的数学方法和计算步长,采取合理的优化处理,以得到相对精确的结果。

B.2.1 建立飞机残骸空中运动数学模型的基本假设

飞机在空中解体后,各部分残骸由于形状、重量、初始受力情况等的不同,其运动是一个非常复杂的过程,此外,残骸的运动还受不同高度上风速、风向、大气密度等的影响,情况也很复杂。因此,要想精确地描述残骸运动是困难的,为了简化轨迹计算,作如下基本假设:

(1) 将残骸的运动视为质点运动,并假设质点作平面运动;

(2) 认为残骸的阻力为空气动力合力,即不考虑残骸的升力;

(3) 认为残骸离机状态与飞机飞行状态相同;

(4) 只考虑风随高度变化,不考虑风随时间变化;只考虑水平风的影响,忽略垂直风的影响;

(5) 忽视地球的哥氏加速度和曲率的影响;把地球的重力加速度 g 作为常数($9.81\mathrm{m/s^2}$)。

B.2.2 飞机残骸空中运动数学模型

为了建立残骸的运动方程,取 OXY 为固定坐标系,坐标原点为飞机残骸离机瞬间飞机的飞行位置,X 轴指向正东为飞机的飞行方向,Y 轴沿铅垂线向下,见图 B-1。残骸运动的速度与 X 轴的夹角 θ 叫轨迹角,顺时针为正。残骸离机后,经过时间 t 移动到 P 点。利用牛顿运动定律,可写出残骸的运动方程。

沿轨迹切线方向

$$m\frac{\mathrm{d}v}{\mathrm{d}t} = mg\sin\theta - R \tag{B-1}$$

沿轨迹的法线方向

$$\frac{\mathrm{d}\theta}{\mathrm{d}t} = \frac{g}{v}\cos\theta \tag{B-2}$$

式中 m——飞机残骸重量($\mathrm{kg \cdot s^2/m}$)；

R——飞机残骸的阻力(kg)；

v——飞机残骸相应于时间 t 的速度(m/s)；

θ——轨迹角(°)；

g——地球重力加速度($\mathrm{m/s^2}$)；

t——时间(s)。

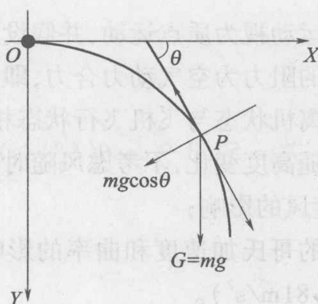


图 B－1 质点运动轨迹图

方程(B－1)和(B－2)是一阶常微分方程。式中重量 m，重力加速度 g 为已知参数。飞机残骸在时间 t 的速度 v 和轨迹角 θ 是未知数。飞机残骸的阻力 R，根据空气动力学可知

$$R = \frac{1}{2}\rho V^2 \cdot C_x \cdot S \tag{B-3}$$

如果把飞机残骸的阻力特征 C_xS 看做常量，则阻力 R 是高度和速度的函数。

B.2.3　质点运动方程的解法

由方程(B－3)可知，残骸的阻力是高度和速度的函数。因此，对于方程(B－1)和(B－2)，求解析解非常困难，一般只能用数值解法。常用的数值解法有龙格－库塔法和欧拉法。欧拉法的精度虽不及龙格－库塔法，但在一步中只需二次调用函数，可以大大节省计算时间。只要积分步长选取适当，采用欧拉法是可以满足计算精度要求的。故下面重点介绍欧拉法求解方程组的原理。

欧拉数值积分法认为在 Δt 时间间隔内，密度不变，a 为常数。式(B－1)和式(B－2)可改写为

$$\frac{\mathrm{d}v}{\mathrm{d}t} = g\sin\theta - av^2 \tag{B－4}$$

$$\frac{\mathrm{d}\theta}{\mathrm{d}t} = \frac{g}{v}\cos\theta(\mathrm{s}^{-1}) \tag{B－5}$$

或

$$\frac{\mathrm{d}\theta}{\mathrm{d}t} = 57.3\frac{g}{v}\cos\theta((°)/\mathrm{s}) \tag{B－6}$$

给出一定的时间间隔 Δt，便可利用式(B－4)和式(B－5)进行数值积分，解出物体的运动轨迹诸元，Δt 取得越小越精确。一般取 $\Delta t = 0.1\mathrm{s} \sim 1.0\mathrm{s}$。

欧拉数值积分计算公式如下：

$$\Delta v_n = (g\sin\theta_n - av_n^2)\Delta t \tag{B－7}$$

$$v_{n+1} = v_n + \Delta v_n \tag{B－8}$$

$$\Delta\theta = 57.3\frac{g}{v}\cos\theta_n\Delta t \tag{B－9}$$

$$\theta_{n+1} = \theta_n + \Delta\theta_n \tag{B－10}$$

$$(v_x)_{n+1} = v_{n+1}\cos\theta_{n+1} \tag{B－11}$$

$$(v_y)_{n+1} = v_{n+1}\sin\theta_{n+1} \tag{B－12}$$

$$\Delta x_{n+1} = (v_x)_{n+1}\Delta t \tag{B－13}$$

$$x_{n+1} = x_n + \Delta x_{n+1} \quad (B-14)$$

$$\Delta y_{n+1} = (v_y)_{n+1} \Delta t \quad (B-15)$$

$$y_{n+1} = y_n + \Delta y_{n+1} \quad (B-16)$$

利用上述方法,可以比较方便地计算出飞机残骸的轨迹,并可确定飞机残骸在下降过程中的运动诸元。

上面讨论的是质点抛物线运动轨迹的一般计算方法,还有一种情况是质点的垂直降落轨迹计算。对于这种情况,实质上是质点抛物线运动情况的特例,即 $\theta = 90°$。因此,式(B-1)和式(B-2)变成了一个公式,即

$$m \frac{\mathrm{d}v}{\mathrm{d}t} = mg - R \quad (B-17)$$

这就是质点垂直降落的基本运动方程。

B.2.4 风对残骸运动轨迹的影响

上面介绍的飞机残骸轨迹计算方法,未考虑风的影响。而实际上,在残骸的下落过程中,风的影响非常大,尤其是较轻的残骸(有效迎风面积与重量之比较大),它们在下落过程中很快达到极限速度,而在极限速度下的水平飘移则完全是风影响的结果。因此,在建立及求解轨迹方程时,必须对风的影响进行修正,而且对大气温度变化造成的大气密度变化也要进行修正。通常采用直线插值法对不同高度层给出的风数据进行修正,只要所给的风数据正确,此方法是足够保证计算精度的。

如果用 W 表示风速(即牵连速度),V 表示飞机残骸相对于空气的运动速度,U 表示飞机残骸相对于地面的运动速度(即绝对速度),则三者之间的关系如图 B-2 所示,可用向量方程表示:$\boldsymbol{u} = \boldsymbol{v} + \boldsymbol{w}$

选取一空中直角坐标系 $OXYZ$,其原点为飞机残骸离机瞬间飞

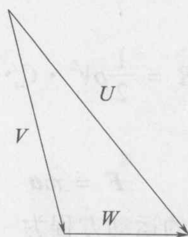


图 B-2 速度关系图

机的飞行位置，X 轴指向正北，Y 轴指向正东，Z 轴沿铅垂线向下，如图 B-3 所示。

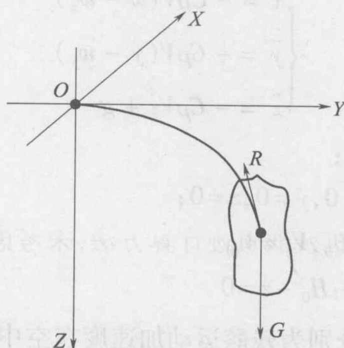


图 B-3 空中直角坐标系 $OXYZ$

残骸在空中飞行产生的空气动力，其大小和方向决定于残骸的飞行高度、飞行速度、飞行航向、轨迹俯仰角，其分力——升力 $\boldsymbol{Y}$、阻力 $\boldsymbol{R}$、侧力 $\boldsymbol{Z}$ 的表达式为

$$\begin{cases} \boldsymbol{Y} = \dfrac{1}{2}\rho V^2 \cdot C_y \cdot S_e \\ \boldsymbol{R} = \dfrac{1}{2}\rho V^2 \cdot C_x \cdot S_e \\ \boldsymbol{Z} = \dfrac{1}{2}\rho V^2 \cdot C_z \cdot S_e \end{cases} \tag{B-18}$$

如前假设，认为残骸的阻力为空气动力合力，即残骸在空中受

到的空气动力为

$$\boldsymbol{R} = \frac{1}{2}\rho V^2 \cdot C_x \cdot S_e \tag{B-19}$$

又根据牛顿定律:

$$\boldsymbol{F} = m\boldsymbol{a} \tag{B-20}$$

得残骸下降过程中的运动方程为

$$\boldsymbol{R} + \boldsymbol{G} = m\boldsymbol{a} \tag{B-21}$$

将各向量分解到各轴上,则可推导出残骸在空中直角坐标系 $OXYZ$ 中的分量方程:

$$\begin{cases} \ddot{x} = -C\rho V(\dot{x} - w_x) \\ \ddot{y} = -C\rho V(\dot{y} - w_y) \\ \ddot{z} = -C\rho V\dot{z} + g \end{cases} \tag{B-21}$$

计算初始条件:

当 $t = 0$ 时,$x = 0, y = 0, z = 0$;

$V_x = V_{x0}, V_y = V_{y0}, V_z = V_{z0}$

计算终止条件:$H_0 - z = 0$

式中 $\ddot{x}$、$\ddot{y}$、$\ddot{z}$——分别为残骸运动加速度在空中直角坐标系 $OXYZ$ 的 X、Y、Z 轴上的分量;

$\dot{x}$、$\dot{y}$、$\dot{z}$——分别为残骸运动速度在空中直角坐标系 $OXYZ$ 的 X、Y、Z 轴上的分量;

W_x、W_y——分别为水平风速在空中直角坐标系 $OXYZ$ 的 X、Y 轴上的分量;

g ——重力加速度;

C——残骸的加速度系数,$C = \frac{C_x S_e g}{2G}$,C_x 为残骸平均空气阻力系数,其大小由残骸形状及运动速度决定,S_e 为残骸的有效迎风面积,G 为残骸重量;

ρ——空气密度,随海拔高度、气温变化而变化;

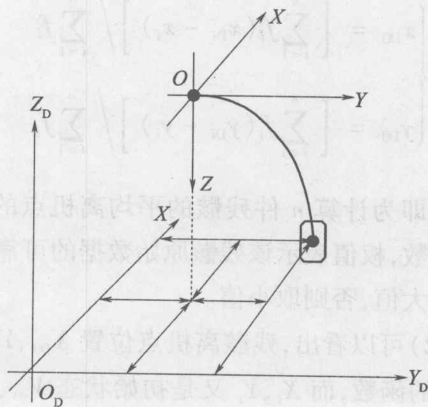
V——残骸相对速度值,$V=\sqrt{(\dot{x}-w_x)^2+(\dot{y}-w_y)^2+\dot{z}^2}$;

V_{x0}、V_{y0}、V_{z0}——残骸离机速度在空中直角坐标系 $OXYZ$ 的 X、Y、Z 轴上的分量;

H_0——残骸离机高度。

B.3 飞机残骸离机位置的确定

由方程(B-21)可求出飞机残骸在空中直角坐标系 $OXYZ$ 中的水平飘移距离 x、y,已经考虑了风的影响。但求得的水平飘移距离 x、y 是坐标原点为残骸离机点的空中直角坐标系 $OXYZ$ 中的距离。为了求飞机残骸离机时的位置,应建立海平面直角坐标系 $O_DX_DY_DZ_D$,其原点 O_D 为海平面上的任意一点,但一般取主残骸坑,X_D 轴指向正北,Y_D 轴指向正东,Z_D 轴沿铅垂线向上。将空中直角坐标系 $OXYZ$ 转换为海平面直角坐标系 $O_DX_DY_DZ_D$ 中,如图B-4所示。



图B-4 空中直角坐标系 $OXYZ$ 与海平面直角坐标系 $O_DX_DY_DZ_D$ 关系

由图 B－4 可知，如果飞机残骸离机时的位置在海平面直角坐标系 $O_D X_D Y_D Z_D$ 中的地面坐标为 X_{D0}、Y_{D0}，则残骸落地点位置在坐标系 $O_D X_D Y_D Z_D$ 中的地面坐标为

$$X_{Di} = X_{D0} + X_i$$

$$Y_{Di} = Y_{D0} + Y_i$$

其中　X_i、Y_i 为残骸在空中直角坐标系 $OXYZ$ 中的坐标。

显然残骸离机点 O 在海平面直角坐标系 $O_D X_D Y_D Z_D$ 中的地面坐标为

$$X_{D0} = X_D - X$$

$$Y_{D0} = Y_D - Y$$

如果有 n 件残骸，则采用工程计算中的常用方法，用加权平均值表示离机点 O 在海平面直角坐标系 $O_D X_D Y_D Z_D$ 中的地面坐标，其加权表达式为

$$\begin{cases} x_{D0} = \left[\sum_{i=1}^{n} f_i (x_{Di} - x_i) \right] \Big/ \sum_{i=1}^{n} f_i \\ y_{D0} = \left[\sum_{i=1}^{n} f_i (y_{Di} - y_i) \right] \Big/ \sum_{i=1}^{n} f_i \end{cases} \tag{B - 22}$$

式（B－22）即为计算 n 件残骸的平均离机点的公式，式中 f_i 为残骸的加权系数，权值表示该残骸原始数据的可靠程度，原始数据可靠的残骸取大值，否则取小值。

从式（B－22）可以看出，残骸离机点位置 X_{D0}、Y_{D0} 是残骸水平飘移距离 X_i、Y_i 的函数，而 X_i、Y_i 又是初始状态 V_{x0}、V_{y0}、V_{z0}、H_0 的函数。

显然：

$$\begin{cases} V_{x0} = v_0\cos\theta_0\sin\varphi_0 \\ V_{y0} = v_0\cos\theta_0\cos\varphi_0 \\ V_{z0} = v_0\sin\theta_0 \end{cases} \qquad (B-23)$$

式中 V_0、φ_0、θ_0——分别为飞机残骸离机时的飞行速度、飞行航向、航迹倾角。

由此,残骸离机点位置 X_{D0}、Y_{D0} 是飞行员跳伞时飞行状态参数(初始速度 V_0、飞行航向 φ_0、轨迹角 θ_0、飞行高度 H_0)的函数。任意给定一组 V_0、φ_0、θ_0、H_0 值,均可计算出残骸平均离机点位置 X_{D0}、Y_{D0} 和单件残骸离机点 $X_{Di}-X_i$、$Y_{Di}-Y_i$。

各残骸离机点偏离平均离机位置的分散度用均方差 σ 表示为

$$\sigma = \sqrt{\frac{\left\{\sum_{i=1}^{n}\left[f_i(x_{Di}-x_i-x_{D0})^2+f_i(y_{Di}-y_i-y_{D0})^2\right]\right\}}{\sum_{i=1}^{n}f_i}} \qquad (B-24)$$

可知均方差 σ 也是残骸离机时初始速度 V_0、飞行航向 φ_0、轨迹角 θ_0、飞行高度 H_0 的函数。

如果飞机残骸离机没有先后次序,那么将各残骸从落地点沿着运动轨迹反推到空中,应拼成一架完整的飞机,也就是说,各残骸的离机点应为一点(忽略飞机尺寸)。于是初始速度 V_0,航向 φ_0、轨迹角 θ_0、高度 H_0 的判别式可写为

$$\sigma = 0 \qquad (B-25)$$

在实际计算中,由于存在计算误差,飞机本身也不是一点,上述判别式应改写为

$$\sigma \leqslant \sigma_0 \qquad (B-26)$$

式中 σ_0——允许误差。

如果判别式(B-26)成立,则说明这些残骸同时离机,并可得出飞机残骸离机时初始速度 V_0,航向 φ_0、轨迹角 θ_0、高度 H_0。反

之,如果判别式不成立,则说明这些残骸不是同时离机的。

B.4 飞机残骸离机顺序计算方法

为了计算不是同时离机的残骸,需要进一步研究飞机残骸不是同时离机时的判别式和离机顺序的计算方法。

一般情况,飞机残骸离机过程很短促,飞行状态变化很小,因此,可以假设各残骸离机点在沿飞行航向的同一直线上。为了便于用数学公式表达这种关系,需要另建立空中旋转直角坐标系 $O'X'Y'Z'$。空中旋转直角坐标系 $O'X'Y'Z'$ 与空中直角坐标系 $OXYZ$ 的关系是:原点 O' 与 O 重合,Z' 轴与 Z 轴重合,X'、Y' 轴为 X、Y 轴绕 Z 轴顺时针方向旋转至 X 轴指向飞机飞行航向,如图 B-5 所示。

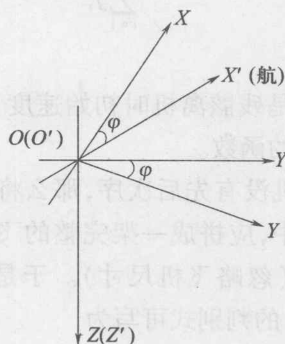


图 B-5 空中直角坐标系 $O'X'Y'Z'$ 与空中直角坐标系 $OXYZ$ 的关系

则各残骸离机点在空中旋转直角坐标系 $O'X'Y'Z'$ 中的坐标可表示为

$$\begin{cases} x'_i = (x_{Di} - x_i - x_{D0})\cos\varphi + (y_{Di} - y_i - y_{D0})\sin\varphi \\ y'_i = (y_{Di} - y_i - y_{D0})\cos\varphi - (x_{Di} - x_i - x_{D0})\sin\varphi \end{cases} \tag{B-27}$$

式中 φ——空中旋转直角坐标系 $O'X'Y'Z'$ 的旋转角度，即飞机残骸离机时飞机的飞行航向；

$x_i{}'$——残骸离机点距平均离机点的距离在 X' 轴上的投影，$x_i{}'$ 越大，则该残骸离机点距平均离机点越远，离机时间越早。反之，则离机时间越晚。按照 $x_i{}'$ 的大小可以排出飞机离机顺序；

$y_i{}'$——残骸离机点距平均离机点的距离在 Y' 轴上的投影。

由于 X' 轴与飞机飞行航向一致，各散落残骸运动速度在 Y' 轴的分量为零，散落残骸运动距离在 Y' 轴上的投影完全是风影响的结果，其大小主要由所假设的残骸离机高度和飞行航向决定，而飞行速度及航迹倾角对其影响很小。同理，$y_i{}'$ 值仅与残骸离机高度、飞机的飞行航向有关，与飞行速度、航迹倾角无关。

若用平均差 M_2 表示各残骸散落物真实落地点与所计算的落地点之距在 Y' 轴上的投影之和，则

$$M_2 = \left[\sum_{i-1}^{n} \left| f_i y'_i \right| \right] \Big/ \sum_{i-1}^{n} f_i \qquad (B-28)$$

如果残骸离机时飞机不改变姿态，则判别式可写为

$$M_2 = 0$$

$x_i{}'$ 值的大小与假设残骸离机时飞行状态四元素有关，若用 M_1 表示残骸散落物真实落地点与所计算的落地点之距在 X' 轴上的投影之和，则

$$M_1 = \left[\sum_{i-1}^{n} \left| f_i x'_i \right| \right] \Big/ \sum_{i-1}^{n} f_i \qquad (B-29)$$

同理，判别式可写为

$$M_1 = 0$$

由于建立残骸运动方程时进行了一些简化假设，数学计算时也存在误差，因此，上述两个判别式应改为

$$\begin{cases} M_1 \leqslant M_{10} \\ M_2 \leqslant M_{20} \end{cases} \tag{B-30}$$

其中 M_{10}、M_{20}——允许误差。

由上述可知,M_2 是残骸离机高度及飞行航向的函数,而 M_1 是残骸离机高度、速度、航向、轨迹倾角的函数。因此,计算残骸离机状态时可先选定一组状态值,变化高度及航向,使判别式 $M_2 \leqslant M_{20}$ 满足;而后在选定的离机高度、航向的基础上变化初始速度和航向倾角,使判别式 $M_1 \leqslant M_{10}$ 满足。两种计算飞机残骸离机初始状态的判别式(B-26)、式(B-30)各有适用范围,在实际计算中,建议交替使用;如果同时满足式(B-26)、式(B-30)判别条件,则计算误差最小。

B.5 优化方法讨论

如上所述,均方差 σ 是飞机残骸离机时初始速度 V_0、航向 φ_0、轨迹角 θ_0、高度 H_0 的函数,同样,分散度 M_1、M_2 也是飞机残骸离机时初始速度 V_0、航向 φ_0、轨迹角 θ_0、高度 H_0 的函数。所以,计算飞机残骸离机时初始状态的关键是目标函数 σ、M_1、M_2 的极小化。由于目标函数 σ、M_1、M_2 是离机状态四元素的函数,计算导数非常困难,因此只能选用某种方法来进行优化。

优化方法有:单纯形法、降维法、方向加速法、步长加速法等。而单纯形法是一种直接搜索法,它是在一定的图形的顶点上,按一定的规则进行试探性的搜索。该方法的优点是操作简单,便于在计算机上实现。因此,本书采用搜索速度效率较高的单纯形加速度法对误差目标函数进行极小化处理。

应用单纯形法解决目标函数 σ、M_1、M_2 的基本思想,是从估计的残骸离机初始速度 V_0、航向 φ_0、轨迹角 θ_0、高度 H_0 为起点,分别

改变 V_0、φ_0、θ_0、H_0 值，构成单纯形的顶点，并计算出其顶点所对应的目标函数值，从中找出最大、次大、最小三点，然后按照这三个点确定的方向，进行单纯形的反射、延伸、压缩或收缩，选择新点，以新点替代最大点，重新比较各点大小。以上步骤反复进行，直至目标函数符合判别式条件为止。最后所得的状态解即为所要的状态解。

优化过程降维是减少进入错误空间可能性的一种有效方法。飞机残骸离机时飞行状态四元素中，高度、航向对三个误差目标函数影响最大，而速度对误差目标函数 M_2 影响最小，对 σ、M_1 的影响次于高度和航向的影响；而轨迹角发生较大变化并不引起误差目标函数的相应变化，这主要由于残骸离机初期，下落运动是一个先减速后加速的过程。对飞机飞行高度和航向、飞行速度和轨迹角分别先后进行二维优化，再对飞行高度、速度、航向、轨迹角进行四维优化，可以有效地防止优化范围缩小到不精确的范围中去。即优化分为两个步骤：首先进行分步二维优化，用这种方法来防止错误空间，使其结果在一个正确的收敛方向上，并为四维优化赋初值。然后进行四维优化，其主要作用是提高收敛精度。

分步二维优化的基本思想是：建立空中直角坐标系，取坐标原点为残骸离机点，X 轴为此时飞机飞行航向，Z 轴垂直向下。由于 Y 轴与散落物离机时的初始运动方向垂直，如果不考虑风的影响，那么散落物从空中离机到地面所飘移的距离在 Y 轴上的投影将为零。也就是说散落物在空中飘移的距离在 Y 轴上的投影完全是风影响的结果，它主要取决于散落物受风影响的时间长短，也就是说取决于离机高度，而与散落物离机时的速度没有关系，与轨迹角关系不大。由于所给的初始状态值是假定值，因此二维优化第一步还需对航向进行优化。

同理，二维优化第一步结束后，残骸飘移的距离在 X 轴上的投

影仅与残骸离机时的速度与轨迹角有关,而与第一步二维优化的高度和航向角关系不大。

根据以上分析,在程序设计时采用以下优化过程:

第一步二维优化:固定所赋初始状态值中的速度与轨迹角,而对高度和航向角进行 Y 轴上的优化。目标函数为各件空中散落残骸的真实落地点到计算落地点的距离在 Y 轴上的投影之和。当目标函数小于某一值时,第一步二维优化结束。

第二步二维优化:固定第一步优化后的高度与航向角,对速度和轨迹角进行 X 轴上的优化。目标函数为各件空中散落残骸的真实落地点到计算落地点的距离在 X 轴上投影之和。当目标函数小于某一值时,第二步二维优化结束。

二维优化结束后,进行第二步骤时用二维优化的结果向四维优化赋初值,以提高收敛精度。

B.6　飞机残骸数据

根据以上分析,进行残骸轨迹分析需要的飞机残骸原始数据是:残骸落地点坐标,以及残骸本身的极限速度、加速度系数和残骸权系数。显然,任何理论计算其结果的精确度与原始数据的准确度密切相关,因此,发生飞行员跳伞事故后,应当尽快地进行现场测量,以保证原始数据的准确。

残骸落地点在海平面直角坐标系 $O_D X_D Y_D Z_D$ 中的坐标 X_D、Y_D 及标高 H 由专业的事故检查人员用皮尺、罗盘、经纬仪、GPS 或其他测量设备测量。要求测量误差很小时,也可请专业测量队测量。坐标原点一般选取在飞机主残骸坑。

飞机残骸落地点位置和标高数据的获得比较容易客观,数据也比较准确。然而,确定残骸的加速度系数 C 却比较困难,一般通过下面两种方法获取。

B.6.1　空投试验

空投试验是测量残骸加速度系数 C 的最好方法。因为空投试验与残骸实际坠落情况最接近，可以模拟滚转、飘落情况，而且，经费与时间均比风洞试验节省得多。根据空投的运载工具不同，空投方式可分为气球空投、直升机空投和运输机空投。

气球和直升机空投，残骸基本上都是自由落体运动。进行空投时，将选定的残骸从悬停在一定高度 H（一般取 300m、500m、800m）的气球和直升机上投放，记录实测的投放高度 H 和残骸落地时间 T，代入求残骸极限速度的经验公式：

$$v_{\mathrm{Te}} = 23.084T - \sqrt{532.87T^2 - 46.169H} \qquad (\mathrm{B}-31)$$

化为公制为

$$v_{\mathrm{Te}} = 7.074T - \sqrt{50.04T^2 - 14.15H} \qquad (\mathrm{B}-32)$$

极限速度的含义是物体的重量等于阻力时的速度，即

$$G = \frac{1}{2}\rho v^2 C_x S_{\mathrm{e}} = \frac{1}{16} v_{\mathrm{Te}}{}^2 C_x S_{\mathrm{e}} \qquad (\mathrm{B}-33)$$

所以，加速度系数 C 可以写为

$$C = \frac{8g}{V_{\mathrm{Te}}{}^2} = \frac{78.4532}{(7.074T - \sqrt{50.04T^2 - 14.15H})^2} \qquad (\mathrm{B}-34)$$

由于直升机旋翼气流的作用，对残骸落下时间有影响，特别是对于轻残骸（$C<0.5$），因此，计算误差较大。从气球上空投，没有扰流作用，计算比较准确。此外，在计算中可能出现 $50.04T^2$ 小于 $14.15H$ 的情况，这说明残骸落地时尚未达到极限速度，此时，需研究用其他方法计算，一般可用运输机平飞投放。运输机投放，由于残骸具有初速，按以上经验公式计算误差很大，一般只能根据测量的数据进行反推算，方法如下：

残骸空投后，测量残骸水平飘移距离 x、y 和落地时间 H，先估计一个 C 值，解方程（B－18），求得 x、y、H，如果不符合测量数据，

则反复进行，直至选取与测量数据相符的 C 值为止。从理论上讲，要想精确地推算 C 值，必须符合测量的所有数据，实际上，由于各种误差的积累，这是不可能的。残骸轨迹分析最重要的参数是飘移距离，因此，反推时首先应当满足飘移距离。为了计算方便，也可按落下时间反推 C 值。

飞机残骸空投试验虽然是测量残骸加速度系数 C 的最好方法，但并不是每次都能进行。实际应用时，主要是选取一些已进行过空投试验的数据。对重大飞行事故，则可申请对残骸进行空投试验。

B.6.2 估算

计算残骸加速度系数的公式如下：

$$C = \frac{C_x S_e g}{2G} \tag{B-35}$$

其中，g 为重力加速度，G 为残骸重量，可以对残骸称重获取，数据是准确的。阻力系数 C_x 为残骸的平均阻力系数，取决于残骸形状、坠落运动速度及姿态等，取值比较困难，但可根据已有文献资料或参考已做过空投试验的类似残骸取值，也可按其他空气动力资料中推荐的数据取值。表 B-1 列出了一些残骸形状的阻力系数取值范围。

S_e 为残骸有效迎风面积，其值取决于残骸的运动方式，由于残骸的形状很不规则，在坠落中残骸的运动方式也会不同，如滚转、螺旋式稳定运动等，因此，取值同样是困难的。残骸重心与几何形心不重合，则残骸的有效迎风面积：

$$S_e = 0.637(S_1 + S_2 + S_3) \tag{B-36}$$

式中 S_1、S_2、S_3 分别为残骸在空中直角坐标系的 3 个垂直平面上的最大、次大、最小几何投影面积(下同)。

表B-1 飞机残骸的阻力系数

序号	残骸形状	阻力系数 C_x	举　例
1	立方体、长方体	0.9~1.3	电子设备等
2	圆柱体	0.7~1.0	发动机、支柱等
3	球体	0.45~0.5	冷气瓶、氧气瓶等
4	薄板	1.0~2.0	襟翼、副翼、舱门、口盖等
5	流线型	0.2~0.6	副油箱、炸弹等

如果残骸下落时随机地绕三轴滚转，则

$$S_e = 0.483(S_1 + S_2 + S_3) \quad (B-37)$$

如果残骸是稳定下落，则迎风的一面即为 S_e。

根据已进行的空投试验证明，对大部分常见残骸，按以上估算公式估算加速度系数 C 的误差在5%~10%范围内，可以实际应用。但是，估算阻力系数 C_x 与使用人的经验有直接关系。

B.7 气象数据

各高度上的平面风由气象台测得，测风地点距飞机残骸离机点位置愈近愈好，但一般只能取距事故现场最近的气象站的测量值，测风时间要求不超过发生事故后2h，以保证真实地记录发生事故时的气象要素。如果发生事故后没有测风，则只好采取当天的测风资料，但应请气象人员根据当时的气象变化情况和经验进行必要的修正。测风高度要求从地面至该机最大飞行高度，高度5000m以下，每100m分层次；高度5000m~10000m，每200m分层次；高度10000m以上，每500m分层次。

此外，在进行程序设计时要考虑高度与密度、风速的关系，即

$$H = f(\rho) \quad (B-38)$$

$$H = f(w_x, w_y) \quad (B-39)$$

参考文献

[1] Doc 6920. 飞机事故调查手册(第四版). 国际民用航空组织,1979.

[2] GJB2692-1996. 飞行事故调查程序和技术要求. 1996.

[3] 航空航天工业部失效分析中心. 航空机械失效案例选编. 北京:科学出版社,1988.

[4] 宋兆泓,等. 航空发动机典型故障分析. 北京:北京航空航天大学出版社,1993.

[5] 钟栋梁,姬永兴,陈列,刘贵才. 飞机电气事故(故障)的检查与分析方法. 北京:蓝天出版社,1993.

[6] E. A. Русанов. 飞行事故及事故征候调查方法,第一部分. 莫斯科军事出版社,1995.

[7] 张栋,钟培道,陶春虎. 机械失效的实用分析. 北京:国防工业出版社,1997.

[8] 王建伦. 特大事故调查处理案例选编. 北京:冶金工业出版社,1998.

[9] 顾世敏. 血的洗礼——环球空难探秘. 北京:北京航空航天大学出版社,2003.

[10] 中国民用航空总局人为因素课题组. 民用航空人的因素培训手册. 中国民航出版社,2003.

[11] 国外飞行事故译文集(第四集). 航空航天工业部飞行事故调查研究中心,1991.

[12] 航空器失事调查教材,第一册. 中国民用航空总局航空安全办公室,1997.

[13] 航空器失事调查教材,第二册. 中国民用航空总局航空安全办公室,1998.

[14] 飞行事故的检查和分析(航空工程部分). 空军第一研究所,1977.

[15] 飞行事故的检查和分析(续编一). 空军第一研究所,1987.

[16] 飞行事故检查方法. 空军航空工程部外场部,1989.

[17] 机械原因飞行事故事例分析. 空军第一研究所,1990.

[18] 飞行事故调查教程. 空军飞行事故和失效分析中心,1993.

[19] 空军飞行事故调查和失效分析培训班讲义. 空军飞行事故和失效分析中心,2002.

[20] 外军飞行安全博览. 空军飞行安全局,2005.

[21] 陈列. 发动机外来物损伤分析. 飞行事故和失效分析,1990,1.

[22] 智培文. 载荷因数表能反映飞行中的过载. 飞行事故与失效分析,1991,1.

[23] 陈列,王忠民. 痕迹分析在一次事故调查中的应用. 飞行事故与失效分析,1991,3.

[24] 黄明. 灯丝分析技术在一起事故调查中的应用. 飞行事故与失效分析,1996,4.

[25] Report on the accident to Boeing 747 – 121, N739PA at Lockbie, Dumfriesshire, Scotland on 21 December 1988, AAIB ,1990. 8. 6.

[26] Annual review of aircraft accident data (US Carrier Operations Calendar Year 1997). NTSB, 2002. 1. 24.

[27] Statistical summary of commercial jet airplane accidents (Worldwide operations 1959 – 2004), Aviation safety & Boeing commercial airplanes, 2005. 5.

[28] Bird strike prevention at Geneva international airport. Stéphane Pillet , Director of Environmental Studies Office – BTEE.